



Forskning i aeroelasticitet EFP-99

Aagaard Madsen , Helge

Publication date:
2000

Document Version
Publisher's PDF, also known as Version of record

[Link back to DTU Orbit](#)

Citation (APA):
Aagaard Madsen , H. (Ed.) (2000). *Forskning i aeroelasticitet EFP-99*. Denmark. Forskningscenter Risoe. Risoe-R No. 1196(DA)

General rights

Copyright and moral rights for the publications made accessible in the public portal are retained by the authors and/or other copyright owners and it is a condition of accessing publications that users recognise and abide by the legal requirements associated with these rights.

- Users may download and print one copy of any publication from the public portal for the purpose of private study or research.
- You may not further distribute the material or use it for any profit-making activity or commercial gain
- You may freely distribute the URL identifying the publication in the public portal

If you believe that this document breaches copyright please contact us providing details, and we will remove access to the work immediately and investigate your claim.

Forskning i Aeroelasticitet - EFP-99

Redigeret af Helge Aagaard Madsen

Resumé Projektet dækker perioden 1999-2000 af det løbende fem-års forskningsprogram i aeroelasticitet, der udgør et nationalt strategisk samarbejde mellem Risø, DTU og vindmølleindustrien.

Projektet har i perioden 1999-2000 haft følgende delmål:

1. Vindtunnelafprøvning af NACA 63-415 profilet med modificeret forkant.
2. Detaljeret verifikation af 3D Computational Fluids Dynamics (CFD) beregning på National Research Energy Laboratory's (NREL's) 10 m rotor.
3. Udvikling af model for profilruhed.
4. Aeroelastisk modellering af rotor med fleksible vinger.
5. Laster som følge af regulering - aktivt stall – pitch regulering - variabelt omløbstal.
6. Aeroakustisk modellering af støjudbredelse fra vingeprofil.

Som en fortsættelse af aktiviteterne under EFP-97 og EFP-98 med afklaring af årsagerne til dobbelt-stall og udarbejdelse af løsningsforslag til afhjælpning af dette fænomen er der under EFP-99 delen af forskningsprogrammet gennemført en vindtunnelafprøvning af designforslaget, som er en modificeret forkant på 63-415 profilet, og som skal afhjælpe dobbelt-stall. De eksperimentelle resultater er generelt i god overensstemmelse med de teoretiske designresultater, og det modificerede profil har mindre tendens til dobbelt-stall. Herudover har det modificerede profil en række forbedrede egenskaber: forbedret glidetæl, mindre følsomhed overfor ruhed fra forkant mod tryksiden og forbedret aerodynamisk dæmpning i kantretning.

Der er gennemført en række 3D CFD rotor-beregninger med EllipSys3D på National Research Energy Laboratory's 10 m vindmøllerotor, der er blevet afprøvet i NASA Ames 24x36 m vindtunnel i foråret 2000. De eksperimentelle resultater er ikke frigivet endnu, men det forventes, at der kan udføres en detaljeret verifikation af EllipSys3D såvel som andre såkaldte ingeniørmodeller, der er implementeret i de aeroelastiske programmer, på baggrund af disse detaljerede måledata.

Vindmøllevinger vil altid i større eller mindre grad blive ru på overfladen p.g.a. snavs og insekter. Derfor er der udviklet en delmodel for ruhed til CFD programmet EllipSys, så profilkarakteristikker nu kan beregnes for forskellige grader af ruhed. Endvidere er der udviklet en fænomenologisk model for simulering af vortex generatorer. Begge modeller er verificeret mod eksperimentelle resultater med godt resultat.

Risikoen for flutter-instabilitet for vinger med stor fleksibilitet er undersøgt ved dels en simpel 2D model for en vingesektion samt ved fuldt aeroelastiske beregninger med det aeroelastiske program HawC. Hovedresultatet er, at flutter sandsynligvis ikke er et problem for aktuelle vingedesign, men at det bør undersøges ved fremtidige vingedesign, hvis udviklingen går mod større tipstivhed og lavere torsionsfrekvens.

Sammenhængen mellem udmattelseslaster og forskellige styringsstrategier er undersøgt for normaldrift såvel som for driftssituationer med fejl i styringen af pitch. For høje vindhastigheder er den pitchregulerede mølle generelt lavere belastet end møllen med stall regulering og aktiv stall. Fejlsituationer kan bidrage betydeligt til vingelasterne, medens nikke-, krøje- og tårnlaster kun påvirkes i begrænset omfang. Dette gælder dog ikke for pitchregulerede mølle, hvor en fejl i pitchsystemet kan give betydelige udmattelseslaster i nikke- og krøjeretning.

Udvikling af en fuldt numerisk model for aerodynamisk støj, som blev startet under EFP-97 projektet, er fortsat indenfor projektperioden. Modellen kan nu beregne generering og udbredelse af lavfrekvent støj for laminar og turbulent strømning omkring et vingeprofil.

*Arbejdet er gennemført under "Program for Forskning i Aeroelasticitet EFP-99".
Journalnr. 1363/99-0011*

Forsidebilledet viser en simpel model benyttet til undersøgelse af flutter, hvori indgår den såkaldte Theodorsen model for instationær aerodynamik.

ISBN 87-550-2722-9

ISBN 87-550-2723-7 (internet)

ISSN 0106-2840

Afdelingen for Informationsservice, Risø, 2001

Indhold

Forord 5

1 Introduktion 7

2 Vindtunnelafprøvning af NACA 63-415 profilet med modificeret forkant – Christian Bak, Peter Fuglsang, Ioannis Antoniou, Jeppe Johansen og Torben Juul Larsen 9

- 2.1 Introduktion 9
- 2.2 Det modificerede NACA 63-415 profil 9
- 2.3 Målemetode 10
- 2.4 Resultater 10
- 2.5 Konklusion 15
- 2.6 Referencer 16

3 Indflydelse af koning på den aerodynamiske lastfordeling på et vindmølleblad – Robert Mikkelsen 17

- 3.1 Aerodynamisk modellering 17
- 3.2 Konstant normal belastning, $C_T = 0.89$ 18
- 3.3 Simulering af Tjæreborg møllen med henholdsvis op- og nedstrøms koning 20
- 3.4 Konklusion 22
- 3.5 Referencer 22

4 Detaljeret 3D CFD beregning på National Research Energy Laboratory's (NREL's) 10 m rotor - Niels N. Sørensen 23

- 4.1 Introduktion 23
- 4.2 Eksperimentet 23
- 4.3 Navier-Stokes løser 24
- 4.4 Resultater 25
- 4.5 Konklusion 32
- 4.6 Referencer 32

5 Udvikling af model for profilruhed og vortexgeneratorer – Jeppe Johansen 33

- 5.1 Introduktion 33
- 5.2 k - ω ruhedsmodel 34
- 5.3 Model for vortexgeneratorer 35
- 5.4 Resultater 36
- 5.5 Konklusioner 43
- 5.6 Referencer 43

6 Analyse af risikoen for flutter på vindmøllevinger – Morten H. Hansen og Helge Aagaard Madsen 45

- 6.1 Indledning 45
- 6.2 Fluttermekanismen og dens modellering 45
- 6.3 Hvad er de kritiske parametre for stabiliteten? 47
- 6.4 Eksempler på flutter for en hel vinge 49
- 6.5 Konklusion 51
- 6.6 Referencer 52

7	EllipSys udvikling - Jess Michelsen og Niels Sørensen	53
7.1	Introduktion	53
7.2	Parallelliserbar Poisson løser	53
7.3	Parallellisering	53
7.4	Netgenerering	54
7.5	Konklusion	55
7.6	Referencer	56
8	Implementering af delmodeller i HawC – Jørgen Thirstrup Petersen og Torben Juul Larsen	57
8.1	Model for bølgelast på tårn	57
8.2	Gust modellering	60
8.3	Bremsesystem	61
8.4	Massedæmpere i tårn og maskinkabine	64
8.5	Bladvinkelregulering og variabelt omdrejningstal	66
8.6	Konklusion	68
8.7	Referencer	68
9	Styringsstrategier og udmattelseslaster – Kenneth Thomsen	69
9.1	Forudsætninger	69
9.2	Normaldrift	70
9.3	Fejlsituationer	72
9.4	Opsummering	75
9.5	Referencer	76
10	Aeroakustisk modellering af støjudbredelse fra vingeprofil – Jens Nørkær Sørensen og Wen Zhong Shen	77
10.1	Introduktion	77
10.2	Aero-akustisk Model	77
10.4	Konklusion	81
10.5	Referencer	81
11	Samlet oversigt over publiceret materiale fra projektet	82
11.1	Tidsskriftartikler	82
11.2	Konferenceindlæg	82
11.3	Rapporter	83
11.4	Resultatblade	83
11.5	Foredrag	83
11.6	Andet	83

Forord

”Program for forskning i aeroelasticitet EFP-99” er gennemført i et samarbejde mellem DTU og Risø samt vindmølleindustrien i perioden fra juli 1999 til juni 2000. Samarbejdet med vindmølleindustrien er typisk foregået ved analyse af forskellige problemstillinger relateret til eksempelvis målinger på prototypemøller eller møller på placeringer med ekstreme vindforhold. Denne adgang til måleresultater, som vindmøllefabrikanterne oftest selv har bekostet, er af meget stor værdi for projektet bl.a. ved at skabe en fælles referenceramme for definition af fundamentale problemstillinger, som bør være genstand for en forskningsindsats.

Mange forskellige medarbejdere ved DTU og Risø har været involveret i projektarbejdet og dermed også bidraget til forskningsindsatsen, der ligger bag den aktuelle rapport. For at kunne referere til de forskellige dele af rapporten er det valgt at sætte forfatternavne på de enkelte kapitler. Det skal dog understreges, at rapporten ikke er en detaljeret rapportering for alt arbejdet indenfor projektet, og derfor vil det ikke være alle de personer, der har arbejdet på projektet, der specifikt står som forfatter på et kapitel.

På DTU er det følgende personer fra Instituttet for Energiteknik, der har været involveret i projektet:

Stig Øye
Jens Nørkær Sørensen
Martin O.L. Hansen
Wen Zhong Shen
Robert Mikkelsen
Mac Gaunaa
Jess Michelsen

På Risø er det hovedsageligt medarbejderne i Programmet Aeroelastisk Design (AED), der har arbejdet på projektet:

Christian Bak
Franck Bertagnolio
Andreas Baumgart
Peter Fuglsang
Jeppe Johansen
Gunner C. Larsen
Jørgen Thirstrup Petersen
Flemming Rasmussen
Niels N. Sørensen
Kenneth Thomsen
Torben J. Larsen
Morten H. Hansen
Helge Aagaard Madsen

Hovedresultater for de forskellige milepæle er præsenteret på en kortfattet form. For en mere uddybende behandling af emnerne henvises til referencerne til tidsskriftartikler, conferenceindlæg, resultatblade og rapporter. Endelig er der til slut i rapporten en samlet oversigt over publiceret materiale fra projektet.

1 Introduktion

Projektet dækker perioden 1999-2000 af det løbende fem-års forskningsprogram i aeroelasticitet, hvis formål er at forbedre design- og dimensioneringsgrundlaget for vindmøller samt at opnå en løbende proces omkring konceptudvikling og problemløsning i samarbejde med industrien. Programmet indeholder fem hovedområder; Vindforudsætninger, Aerodynamik og Aeroakustik, Strukturdynamik, Lastgrundlag og sikkerhed samt Design og Optimering. Det udgør et nationalt strategisk samarbejde mellem Risø, DTU og vindmølleindustrien med vægt på at opnå et passende forhold mellem langsigtet strategisk forskning, anvendt forskning og teknologisk udvikling.

Projektet har i den nævnte periode haft følgende delmål:

- a) Vindtunnelafprøvning af et NACA 63-415 % profil med modificeret forkant.
- b) Detaljeret verifikation af 3D Computational Fluids Dynamics (CFD) beregning på National Research Energy Laboratory's (NREL's) 10 m rotor.
- c) Udvikling af model for profilruhed.
- d) Aeroelastisk modellering af rotor med fleksible vinger.
- e) Laster som følge af regulering - aktivt stall - pitch regulering - variabelt omløbstal.
- f) Aeroakustisk modellering af støjdbredelse fra vingeprofil.

Ved formulering af det konkrete indhold i projektet, herunder definition af milepælene, er der dels taget udgangspunkt i forløbet og resultaterne af den aeroelastiske forskning indenfor de seneste år, og dels er der indgået en række overvejelser om de fremtidige udviklingstendenser for design og anvendelse af vindmøller.

Et væsentligt resultat af forskningen indenfor de seneste år er, at CFD værktøjerne nu kan benyttes kvantitativt og ikke kun kvalitativt. Det gælder f.eks. m.h.t. 2D profilberegninger, som tager forholdsvis kort tid og næsten er blevet rutinemæssige. Det nyeste er, at 3D beregningerne på en hel rotor i stall, som giver meget detaljeret information om strømmingen, nu også ser ud til at give resultater med en rimelig nøjagtighed i forhold til målinger af integrerede parametre som rotoreffekt, hvilket må betegnes som et gennembrud og resultatet af en langsigtet indsats. Derfor er der formuleret en milepæl (b), med det formål at starte på en detaljeret verifikation af 3D CFD rotorberegninger. En væsentlig grund til at gå igang med en sådan verifikation nu er også, at NREL i USA i løbet af foråret har gennemført et stort vindtunnelprojekt med måling på en 10 m rotor, og det forventes, at disse meget detaljerede data vil være velegnede til den nævnte validering.

M.h.t. 2D profilberegninger har det vist sig, at simulering af effekten af ruhed på profildataene generelt ikke har været tilstrækkelig nøjagtig. Da vindmøllevinger næsten altid vil blive tilsmudset i større eller mindre grad, er det af stor betydning, at kunne beregne profilkarakteristikker som funktion af forskellige grader af ruhed. Det er baggrunden for milepæl (c), hvor hovedmålet har været at udvikle en delmodel for ruhed til CFD programmet EllipSys.

Udviklingen indenfor CFD modellerne har væsentlig betydning for fortsat at kunne gøre fremskridt indenfor numerisk aeroakustik. I projektperioden er der udført beregninger af støjdbredelsen fra et vingeprofil for henholdsvis laminar og turbulent strømning. Det forventes, at modellen indenfor den nærmeste fremtid kan videreudvikles til at beregne lavfrekvent støj fra en hel vinge.

Et godt eksempel på en kontinuert indsats, der strækker sig over flere år, er arbejdet med at afklare de grundlæggende mekanismer bag dobbelt-stall (EFP-97), udarbejde designforslag til afhjælpning af dobbelt-stall (EFP-98) og endelig afprøvning af løsningsmodel (EFP-99) milepæl (a). Der er gennemført en vindtunnelafprøvning af et standard NACA 63-415 profil samt et modificeret NACA 63-415 profil, hvor forkanten er ændret med henblik på at opnå større stabilitet mod dobbelt stall.

Undersøgelse af indvirkningen på aerodynamikken fra koning eller kraftig udbøjning af vingerne er et andet emne, hvor der har været en kontinuert indsats over flere år. Tidligere (EFP-97) er problemstillingen undersøgt for en ideel rotor (aktuator disk) mens en ”rigtig” rotor er analyseret i indeværende periode.

En væsentlig styrende parameter for programindholdet er den forventede fremtidige udvikling af møllerne. Karakteriseret på stikordsform er den forestående udviklingstendens: en opskalering til 2-3 MW, øget fleksibilitet i vinge, rotor og tårnsystem, aktiv stall og pitchregulering i kombination med variabelt omløbstal, site-tilpassede møller (herunder off-shore), nye generatortyper (herunder gearløse møller) samt støjsvage møller. Et vigtigt mål har derfor været at undersøge, om de to aeroelastiske modeller FLEX4 og HawC, der benyttes i Danmark, kan regne tilstrækkeligt nøjagtigt på den type fleksible, store møller eller om der er dele i modellerne, der skal udbygges. Det er en omfattende og kompliceret undersøgelse, bl.a. fordi det kan omfatte en vurdering af nye svingningsformer, som ikke tidligere har været dominerende. Spørgsmålet er så, om det virkelig er nye svingningsfænomener, eller om det er modellerne, der ikke regner helt rigtigt. Indenfor det aeroelastiske forskningsprogram er der en række aktiviteter, der sigter mod, at vi kan regne tilstrækkeligt nøjagtigt på denne nye generation af store møller, og at vi på et tidligt tidspunkt får afdækket eventuelle dynamiske instabilitetsfænomener. Flere af disse aktiviteter, der ligger indenfor milepæl (d), har kørt over flere år, og i den aktuelle rapport vil flutterproblematikken blive præsenteret, da der nu synes at være et tilstrækkeligt funderet beregningsgrundlag. Endvidere vil indvirkningen på aerodynamikken og specifikt ændringer i den aerodynamiske lastfordeling fra stor udbøjning af vingerne (koning) blive behandlet.

Som nævnt ovenfor er en anden udviklingstendens en øget brug af regulering af bladpitch og variabelt omløbstal. Med FLEX4 er det muligt at simulere forskellige styringer, og indenfor det aeroelastiske forskningsprogram og i konkret samarbejde med forskellige fabrikanten er der indenfor det seneste år blevet implementeret forskellige styringsmoduler i det aeroelastiske program HawC. Resultatet af en indledende undersøgelse af, hvad forskellige styringsstrategier betyder for lasterne på møllerne præsenteres i den aktuelle rapport, herunder beregning af virkningen af forskellige fejltilstande i styringerne.

Ud over forskningsaktiviteterne indenfor milepælene er der ligesom tidligere gennemført en række mindre opgaver, som er defineret i direkte samarbejde med industrien. Opgaverne har ofte karakter af konkret problemløsning, men alligevel med et videre perspektiv, f.eks. ved at beregningsprogrammer bliver verificeret, fordi vindmøllefabrikanten stiller målinger til rådighed, eller ved at opgaveløsningen danner baggrund for definition af nye forskningsområder. For det aeroelastiske forskningsprogram er det af meget stor værdi at få adgang til den type målinger fra industrien, ofte udført på prototype møller. Til gengæld betyder det, at rapporteringen på den type opgaver ofte ikke kan offentliggøres.

2 Vindtunnelafprøvning af NACA 63-415 profilet med modificeret forkant

– Christian Bak, Peter Fuglsang, Ioannis Antoniou,

Jeppe Johansen og Torben Juul Larsen

2.1 Introduktion

Effektmålinger på stallregulerede vindmøller har vist, at der kan optræde to eller flere tydeligt adskilte niveauer ved maksimal effekt. Fænomenet, der betegnes dobbelt-stall, er uønsket af flere grunde. Forskellen i både maksimaleffekt og laster på vingerne kan være op til 25%. Det betyder, at fænomenet kan give usikkerhed i vurderingen af årsproduktionen og de maksimale laster.

Siden de første observationer af dobbelt-stall er der fremkommet mange idéer om, hvad årsagen til fænomenet er. Som eksempler kan nævnes:

- ændring af vingens ruhed (insekter/regn), vindens turbulens og/eller krøje-fejl,
- is- eller saltkrystaller på vingens overflade,
- skævtstående tipbremses,
- stallhysterese og
- laminar separationsboble ved vingens forkant.

Det har ikke været muligt i forbindelse med observationer af dobbelt-stall på fuldskalarotorer med sikkerhed at afgøre hvilke ydre parametre, der forårsager skiftet i effektniveau. Imidlertid har en laminar separationsboble ved vingens forkant været genstand for flere undersøgelser som beskrevet af Bak et al.[2-1]. Undersøgelserne viste, at et sammenbrud af denne boble kan indtræffe, hvorved strømningen ikke hæfter sig til profilets overflade, og resultatet derfor er et forkantsstall. Et pludseligt forkantsstall giver anledning til en pludselig reduktion af kræfterne på profilet med en tydelig reduktion af effekten og lasterne som resultat.

Med udgangspunkt i denne teori er der tidligere blevet designet en ny forkant til NACA 63-415 profilet, Fuglsang og Bak [2-2]. Dette design er lavet for at undgå, at den laminare separationsboble bryder sammen, men også for at gøre profilet mere ufølsomt over for tilsmudsning af vingernes forkant, som også giver anledning til tab af effekt. Da dette design alene baserer sig på beregninger, er det sammen med det originale NACA 63-415 profil blevet afprøvet i VELUX-vindtunnelen. Resultatet af disse målinger vil i det følgende blive præsenteret, hvor også effekten af at montere den designede forkant på en vinge vurderes.

2.2 Det modificerede NACA 63-415 profil

Modifikationen af NACA 63-415 profilet, herefter kaldet NACA 63-415-Risø-D, er foretaget vha. profildesignværktøjet *AIRFOIL*, Fuglsang og Dahl [2-3], der baserer sig på numerisk optimering. Resultatet af optimeringerne blev efterfølgende undersøgt vha. CFD programmet *EllipSys2D* (Michelsen, [2-4], og Sørensen, [2-5] dels for at undersøge tendensen til dobbelt-stall og dels for at

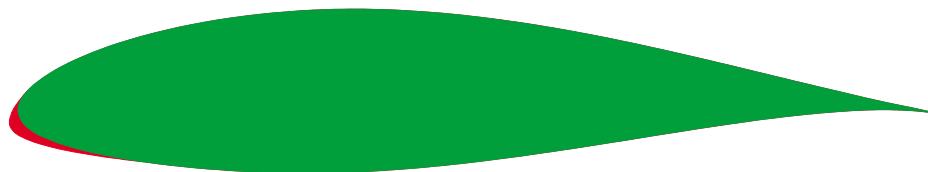
dobbeltstall er uønsket

det er ikke med sikkerhed afgjort hvad årsagen til dobbeltstall er

en modifikation af NACA 63-415-profilets forkant er designet for at undgå dobbeltstall og for at gøre profilet mere ufølsomt over for smuds på forkanten

modifikationen af NACA 63-415-profilets forkant foretages primært på tryksiden.

undersøge ændringerne i profilets karakteristik i øvrigt. Profilmodifikationen ses i Figur 2-1 og er beskrevet af Fuglsang og Bak [2-2]. Det ses, at modifikationen af forkanten primært foretages på NACA 63-415-profilets trykside.



Figur 2-1. NACA 63-415 profilet med modificeret forkant.

2.3 Målemetode

målinger blev foretaget på både NACA 63-415-profilet og det modificerede profil

De to profiler blev fremstillet i glasfiber og forsynet med trykhuller fra forkant mod bagkant på både trykside og sugeside - totalt 62 trykhuller. Profilerne, der var 600 mm og 606 mm i kordelængde for hhv. NACA 63-415- og NACA 63-415-Risø-D-profilet, var 1900 mm på tværs af strømningsretningen. Ved afprøvningen blev hvert profil sat i en test stand i VELUX-vindtunnelen, som er en åben-jet vindtunnel, hvor jetten er 3,4 x 3,4 m og hvor vindhastighederne er omkring 40 m/s og turbulensintensiteten er 1%. Ved afprøvningerne blev der målt tryk langs profilets overflade, opstrøms for profilet og i profilets kølvand. Målingerne blev udført ved Reynoldstal, $Re=1.6 \times 10^6$. Både teststand, tunnel samt måleudstyr er beskrevet i detaljer af Fuglsang et al. [2-7].

Ud over at måle på de glatte profiler blev der foretaget målinger, hvor profilerne var monteret med:

- Zigzag-tape
- Trip-tape
- Kantlister

Zigzag-tape og kantlister blev monteret i forskellige positioner for at undersøge effekten af dette. Denne variation i positionen for de forskellige aerodynamiske anordninger er dog ikke medtaget i denne beskrivelse, som kun beskriver målinger på det glatte profil samt på profiler monteret med zigzag-tape. For en detaljeret beskrivelse af målingerne henvises til Bak et al. [2-9].

2.4 Resultater

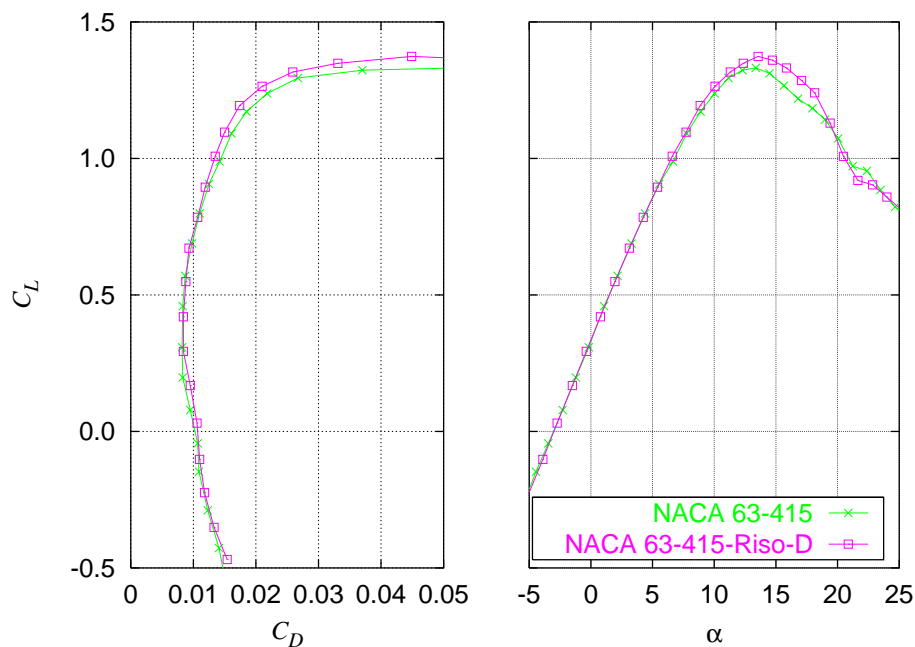
I det følgende præsenteres resultaterne af målingerne. NACA 63-415-Risø-D-profilet sammenlignes med NACA 63-415-profilet for at afdække de forskelle i karakteristika, som det nye design har medført. For at få et samlet billede af profilerne ydeevne vurderes de statiske egenskaber og de dynamiske egenskaber samt betydningen for Nordtank NTK 500/41 vindmøllens egenskaber, hvis modifikationen anvendes. Følgende resultater præsenteres, hvor NACA 63-415-Risø-D-profilet sammenlignes med NACA 63-415-profilet:

- Aerodynamiske egenskaber
- Følsomhed over for ruhed
- Dynamisk stall
- Standardafvigelse i stall
- Dobbelt-stall
- Aerodynamisk dæmpning
- Modifikationens indflydelse på udmattelseslaster

C_L , C_D og C_T baserer sig i sammenligningerne på NACA 63-415-profilets korderetning og kordelængde. Dette skyldes, at NACA 63-415-Risø-D-profilet er designet som en modifikation af NACA 63-415-profilet på eksisterende vinger, og således relaterer de præsenterede data sig til eksisterende vinger.

Aerodynamiske egenskaber

Forskellen i profil karakteristika for de to profiler ses i Figur 2-2. Begge profiler er glatte.



profilkarakteristika forbedres i og omkring stall for det glatte, modificerede profil.

Figur 2-2. C_L som funktion af C_D og C_L som funktion af α for NACA 63-415- og NACA 63-415-Risø-D-profilet, glatte.

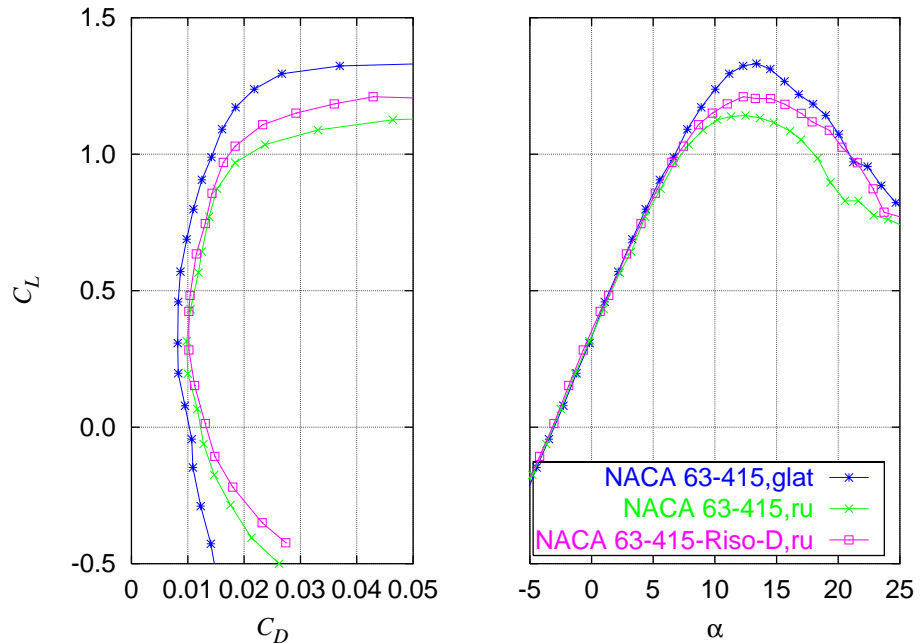
Det ses, at $C_{L,max}$ for NACA 63-415-Risø-D-profilet er 1.37 imod 1.33 for NACA 63-415-profilet. Denne forøgelse af $C_{L,max}$ tilskrives bl.a. den forøgede korde, det mere stabile stall og den forøgede camber. Desuden forøges C_D for lave α , mens C_D reduceres omkring $C_{L,max}$. De ændrede profilkarakteristika medfører en forbedring af glidetallet ved $\alpha=8^\circ$ fra 66.7 til 71.9, dvs. lige under 8% forbedring.

Følsomhed over for ruhed

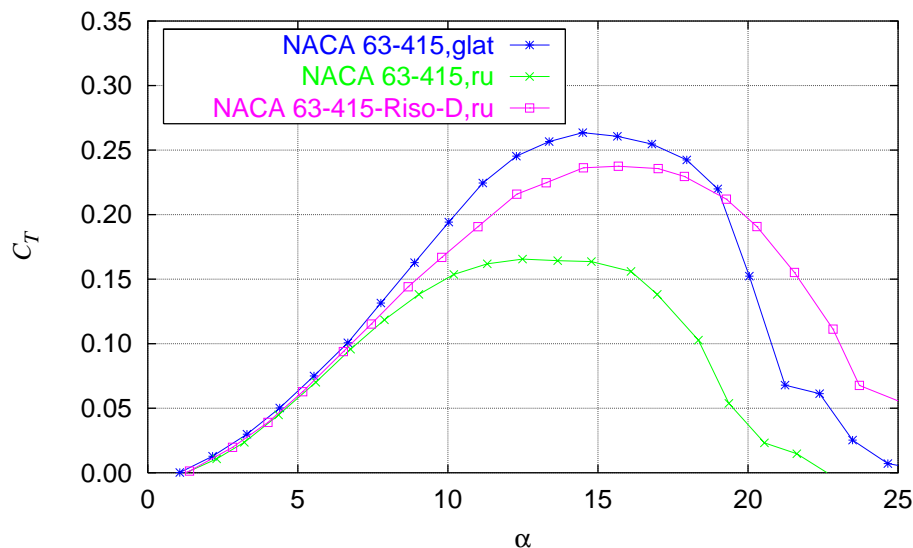
På Figur 2-3 ses effekten af ruhed på de to profiler, hvor zigzag-tape er monteret fra forkanten og ned på tryksiden.

Det ses, at ydeevnen er bedre for NACA 63-415-Risø-D-profilet. Dette kan desuden anskueliggøres ved at plote C_T som funktion af α , Figur 2-4, hvor C_T er den normerede kraft i korderetningen, dvs. møllens drivkraft. Det ses, at maksimal C_T er forøget fra 0.16 til 0.24, dvs. med 50%. Forbedringen er endog større ved større α , hvor C_T mere end fordobles. Desuden ses, at ruhed på NACA 63-415-Risø-D-profilet kun giver en mindre forringelse af den aerodynamiske ydeevne i forhold til det glatte NACA 63-415-profil.

med zigzag-tape fra forkanten og ned mod tryksiden viser det modificerede profil betydelig bedre ydeevne



Figur 2-3. C_L som funktion af C_D og C_L som funktion af α for NACA 63-415- og NACA 63-415-Risø-D-profilet, hvor zigzag-tape er monteret fra forkant og ned på tryksiden. Desuden ses data for det glatte NACA 63-415-profil.



Figur 2-4. C_T som funktion af α for NACA 63-415- og NACA 63-415-Risø-D-profilet, hvor zigzag-tape er monteret fra forkant og ned på tryksiden. Desuden ses data for det glatte NACA 63-415-profil.

Der er desuden foretaget forsøg, hvor zigzag-tape er monteret fra forkanten og op på sugesiden. Resultaterne fra disse forsøg viser, at NACA 63-415-Risø-D-profilet forbedrer ydeevnen indtil $\alpha=15^\circ$, hvorefter den bliver lidt ringere i forhold til NACA 63-415 profilet. Et vigtigt spørgsmål at få besvaret i denne sammenhæng er derfor, om tilsmudsningen sker på og lige under forkanten, eller om det er på og lige over forkanten.

det er vigtigt at vide, hvor på forkanten der sætter sig smuds

Dynamisk stall

Dynamisk stall er blevet undersøgt ved at lade profilet pitche i en sinusformet, tvungen bevægelse omkring en given α . Amplituden er omkring 2° . Størrelse og retning af de forskellige loops for de to profiler er næsten identiske, hvorfor der ikke forventes forskel i dynamisk stall for de to profiler.

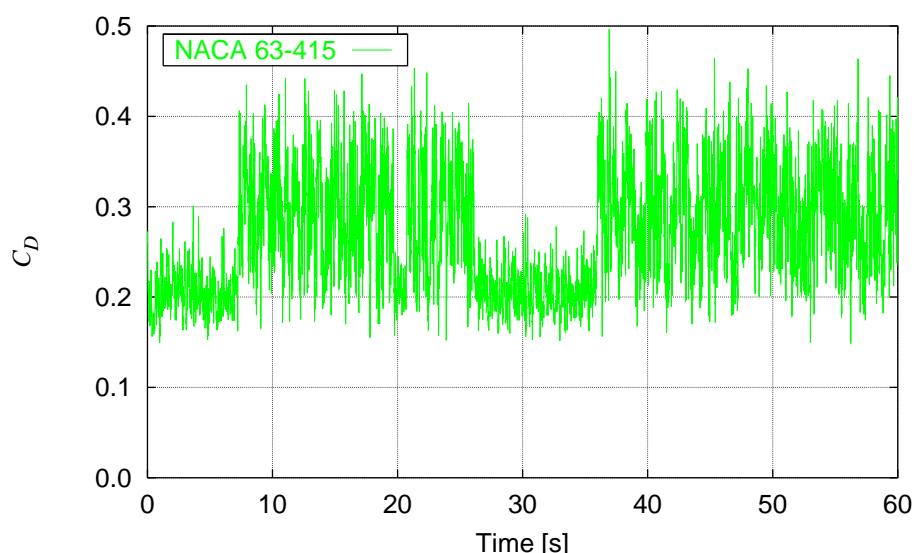
Standardafvigelse i stall

Profilstrømningens stabilitet kan anskueliggøres ved at sammenligne standardafvigelsen som funktion af α . Ved $\alpha=20^\circ$, hvor de største afvigelser observeres, er standardafvigelsen for NACA 63-415-Risø-D-profilet reduceret fra 0.147 til 0.128 for C_L og fra 0.065 til 0.039 for C_D sammenlignet med NACA 63-415-profilet. NACA 63-415-Risø-D-profilet giver således anledning til en mere stabil og jævn strømning.

Dobbelt-stall

En af grundene til at designe NACA 63-415-Risø-D-profilet var at undgå dobbelt-stall. Målingerne afslørede ingen tegn på dobbelt-stall for dette profil, mens fænomenet blev observeret på NACA 63-415-profilet, Figur 2-5.

*dobbeltstall er observeret på
NACA 63-415-profilet*



Figur 2-5. C_D som funktion af tiden for NACA 63-415-profilet for $\alpha=20.5^\circ$.

Det observerede skift i niveau i C_D var ikke så tydeligt i C_L , men kunne konstateres i kraft af en større standardafvigelse i C_L , når C_D var på det høje niveau. Observationen af dobbelt-stall og den højere standardafvigelse på NACA 63-415-profilet peger på, at strømmingen i stall på NACA 63-415-Risø-D-profilet er blevet mere stabil.

Aerodynamisk dæmpning

den aerodynamiske dæmpning for en LM 19.1 vinge med det modificerede profil er den samme som for den eksisterende vinge

En vurdering af ændringen af den aerodynamiske dæmpning for NACA 63-415-Risø-D-profilet er foretaget vha. programmet HawCDamp, Thomsen og Petersen [2-9] og Petersen et al. [2-10]. Dæmpningsberegningen er foretaget for LM 19.1-vingen. Profildata for den eksisterende vinge uden modifikationer er beskrevet af Bak et al. [2-11]. For den yderste del af vingen, dvs. for 15% relativ tykkelse indtil 16.5% relativ tykkelse, er profildata ændret, så de relative ændringer som observeres i 2D-profildataene indgår i 3D-profildataene for vingen. Den aerodynamiske dæmpning er beregnet dels i kantvis retning (1. kantvise udbøjningsform) og dels i flapvis retning (1. flapvise udbøjningsform).

Beregningerne viser, at dæmpningen ved brug af den nye forkant forøges en smule i både kant- og flapretning. Denne forøgelse er dog ikke signifikant og ligger inden for usikkerhederne i beregningerne. Overordnet er dæmpningen således den samme for den eksisterende vinge og den modificerede vinge.

Modifikationens indflydelse på udmattelseslaster

For at vurdere modifikationens indflydelse på udmattelseslaster på en fuldskala vindmølle er der foretaget aeroelastiske beregninger på Nordtank NTK 500/41 med HawC, Petersen [2-12]. Med udgangspunkt i IEC normen klasse IA, dvs. høj middelvind og høj turbulens, er lasterne på møllen beregnet under drift, dvs. ved vindhastigheder fra 5 til 25 m/s med spring på 2 m/s. Resultatet af udmattelsesanalysen ses i Tabel 2-1, hvor også forskellige former for ruhed er analyseret.

Tabel 2-1. Udvalgte beregnede udmattelseslaster på Nordtank NTK 500/41 med LM 19.1-vinger. 1. kolonne beskriver kort de udvalgte laster, 2. kolonne viser den absolutte last på den eksisterende, glatte vinge, mens de resterende kolonner viser lasterne relativt til kolonne 2. I øverste række ses en række forkortelser: NA415: Eksisterende vinge, RNA415: Modificeret vinge, ru t.s.: Ruhed fra forkant og ned på trykside, ru s.s.: Ruhed fra forkant og op på sugeside.

	NA415, glat (1)	RNA415, glat /(1)	NA415, ru t.s. /(1)	RNA415, ru t.s. /(1)	NA415, ru s.s. /(1)	RNA415, ru s.s. /(1)
Årlig energiproduktion [GWh]	45.7	1.015	0.882	0.978	0.917	0.906
Udmattelseslaster						
Flapmoment, $r=0.78m(m=12)$ [kNm]	253.8	1.016	0.994	0.978	0.972	0.996
Kantmoment, $r=0.78m(m=12)$ [kNm]	342.3	1.008	0.978	0.994	0.985	0.994
Hovedaksel bøjn.mom. V. 1. Hovedl. (m=4) [kNm]	503.5	1.012	0.985	0.979	0.988	1.011
Hovedaksel torsionsmom.(m=4) [kNm]	106.5	1.029	0.880	0.970	0.909	0.929
Tårntop tiltmom. (m=4) [kNm]	383.1	1.025	0.957	0.962	0.962	1.002
Tårntop sidemom. (m=4) [kNm]	109	1.029	0.886	0.973	0.916	0.934
Tårntop krøjemom. (m=4) [kNm]	444.4	1.025	0.959	0.966	0.967	1.008
Tårnbund tiltmom. (m=4) [kNm]	1214.6	1.030	0.927	0.953	0.941	0.950
Tårnbund sidemom. (m=4) [kNm]	308.4	1.042	0.917	0.949	0.917	0.982

profilmodifikationen giver lastforøgelser på maksimalt 4% og en forøgelse af årsenergiproduktionen på 1,5%

Beregningerne viser, at modifikationen for en glat vinge giver 1.5% større årsproduktion, men også 1-4% større laster. Desuden viser beregningerne, at ruhed forringer årsproduktionen med mellem 8 og 12% undtagen, hvis ruheden på det modificerede profil er placeret mod tryksiden. I så fald ses da kun et tab på omkring 2%. Med ruhed på forkanten ses lasterne på de forskellige komponenter generelt at være mindre end lasterne på den eksisterende mølle med glatte vinger. Dog overstiges lasterne med omkring 1% på hovedakslen og tårntoppen i krøjeretning, når ruheden er på forkantens sugeside.

2.5 Konklusion

Ved sammenligning af NACA 63-415-Risø-D-profilet med NACA 63-415-profilet ses følgende:

- De aerodynamiske egenskaber er bedre.
- Følsomhed over for ruhed er forbedret, særlig hvis ruhed opstår fra forkanten mod tryksiden.
- Standardafvigelse i stall er reduceret.
- Dobbelt-stall er ikke konstateret.

Dynamisk stall og aerodynamisk dæmpning er næsten identisk.

For en fuldskalamølle, Nordtank NTK 500/41, med modifikationen placeret på de yderste 25% af vingen vil udmattelseslasterne stige maksimalt med omkring 4%. Desuden vil årsenergiproduktionen forbedres, især hvis ruhed generelt sætter sig fra forkanten og ned mod tryksiden.

overordnet er det modificerede profil bedre end NACA 63-415-profilet

2.6 Referencer

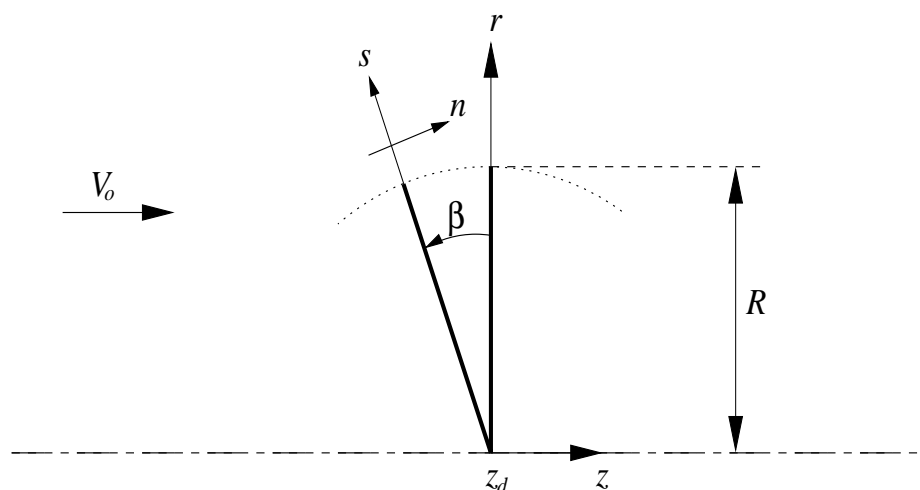
- [2-1] Bak, C., Madsen, H.A., Fuglsang, P., Rasmussen, F., "*Observations and Hypothesis of Double Stall*". J. Wind Energy, 2, p.195-210 (1999).
- [2-2] Fuglsang, P., Bak, C., "*Modification of the NACA 63-415 leading edge to avoid double stall*". Proc. of the 13th IEA Symposium on the Aerodynamics of Wind Turbines, Stockholm, Sweden (1999).
- [2-3] Fuglsang, P., Dahl, K.S., "*Multipoint optimization of thick high lift airfoil for wind turbines*". In EWEC'97, Dublin, Ireland (1997).
- [2-4] Michelsen, J.A., "*Basis3D - a Platform for Development of Multiblock PDE Solvers*". Technical Report AFM 92-05, Technical University of Denmark (1992).
- [2-5] Michelsen, J.A., "*Block Structured Multigrid Solution of 2D and 3D Elliptic PDE's*". Technical Report AFM 94-06, Technical University of Denmark (1994).
- [2-6] Sørensen, N.N., "*General Purpose Flow Solver Applied to Flow over Hills*". Risø-R-827(EN), Risø National Laboratory, Denmark (1995).
- [2-7] Fuglsang, P., Antoniou, I., Sørensen, N.N. and Madsen, H.A., "*Validation of a Wind Tunnel Testing Facility for Blade Surface Pressure Measurements*". Risø-R-981(EN), Risø National Laboratory, Denmark (1998).
- [2-8] Bak, C., Fuglsang, P., Johansen, J., Antoniou, I., "*Wind Tunnel Tests of the NACA 63-415 and a Modified NACA 63-415 Airfoil*". Risø-R-1193(EN), Risø National Laboratory, Denmark (2000).
- [2-9] Thomsen, K., Petersen, J.T., "*HawcDamp v. 1.0 – beregning af aerodynamisk dæmpning*". Aeroelastisk Design, Forskningscenter Risø (2000).
- [2-10] Petersen, J.T., Madsen, H.A., Björck, A., Enevoldsen, P., Øye, S., Ganander, H., Winkelaar, D., "*Prediction of Dynamic Loads and Induced Vibrations in Stall*". Risø-R-1045(EN), Risø National Laboratory, Denmark (1998).
- [2-11] Bak, C., Fuglsang, P., Sørensen, N.N., Madsen, H.A., Shen, W.C., Sørensen, J.N., "*Airfoil Characteristics for Wind Turbines*". Risø-R-1065(EN), Risø National Laboratory, Denmark (1999).
- [2-12] Petersen, J.T., "*The Aeroelastic Code HawC – Model and Comparisons*". In proc. State of the Art of Aeroelastic Codes for Wind Turbine Calculations, 28th Meeting of Experts, International Energy Agency, Annex XI, Editor B. Maribo Pedersen, Technical University of Denmark, pp. 129-135, April 11-12 (1996).

3 Indflydelse af koning på den aerodynamiske lastfordeling på et vindmølleblad – Robert Mikkelsen

Når bladene på en rotor er konede eller udsættes for store udbøjninger ændres de aerodynamiske kræfter som følge af, at den relative hastighed normal til bladet og dermed også de inducerede hastigheder ændres.

Antages strømmingen at være akse-symmetrisk, bestemmes normalhastigheden til bladet udfra de aksielle og radiære komponenter, hvor det radiære bidrag øges med konings-vinklen. Det radiære bidrag øges også med normalbelastningen som følge af den øgede ekspansion af strømlinierne gennem rotoren. Ekspansionen medfører, at en moderat opstrøms koning resulterer i en strømning, der er mere vinkelret på rotoren end den tilsvarende nedstrøms koning. Der vil dermed være forskelle på belastning og ydeevnen mellem op og nedstrøms koning. Figur 3-1 viser et akse-symmetrisk snit af rotoren og konings-vinkel β .

forskelle på belastning og ydeevne mellem op- og nedstrøms koning



Figur 3-1. Rotor med konings-vinkel β .

3.1 Aerodynamisk modellering

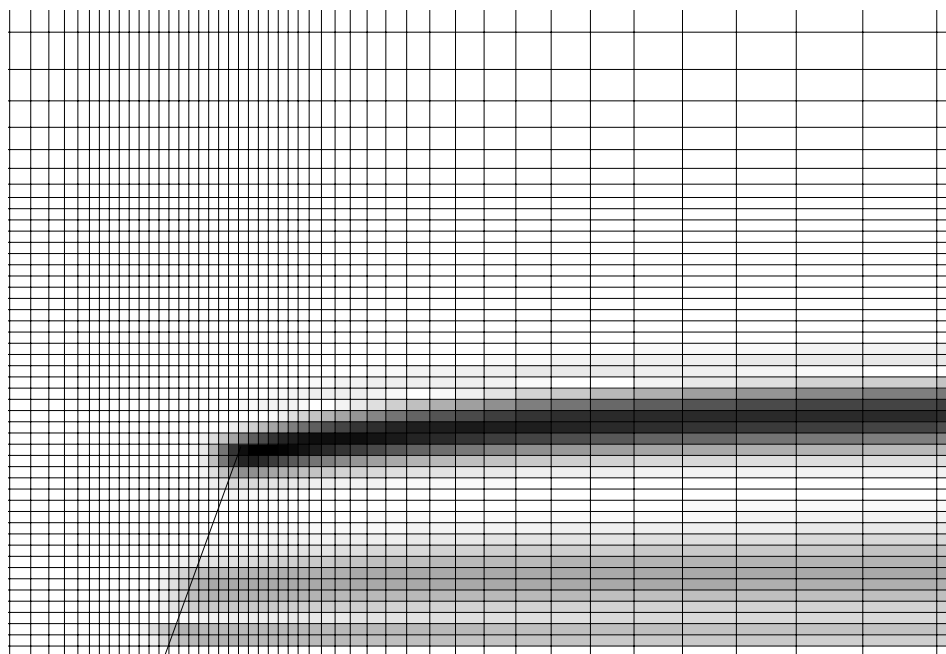
Til at analysere effekterne af koning er der anvendt to modeller, en modificeret BEM-model og en aktuator disk model baseret på en vorticity-strømfunktions formulering af de akse-symmetriske Navier-Stokes ligninger. Aktuator disk modellen er udviklet af Sørensen et al. [3-2], [3-3] og [3-4], og det er hovedsageligt denne model, der præsenteres resultater fra.

I det nærværende arbejde er modellen udvidet til at kunne håndtere kræfter fra en konet rotor, og i det følgende vil vi se på, dels en rotor med en konstant normal belastning, $C_T = 0.89$ og dels på Tjæreborg møllen med henholdsvis op og nedstrøms koning. I BEM-modellen modelleres den radiære komponent ikke, og momentum balancen er derfor udelukkende baseret på projektion af den aksiale hastighedskomponent. Analysen fører endvidere til, at den aksielle interferensfaktor a_z er uafhængig af konings vinklen og at $C_T = 4a_z(1-a_z)$, det samme som

der er anvendt to modeller, en modificeret BEM-model og en aktuator disk model baseret på en vorticity-strømfunktions formulering

for den lige rotor. For interferensfaktoren normal til rotoren gælder at $a_n \cos^2 \beta = a_z$.

Modellen kan således ikke skelne mellem op- eller nedstrøms koning. Aktuator disk modellen derimod løser det fulde akse-symmetriske strømningsfelt, $\mathbf{V}=(V_r, V_\theta, V_z)$.



Figur 3-2. Vorticity konturer og grid (hver 4 linie er vist), $\beta = -20^\circ$.

I Figur 3-2 ses vorticity-konturer og beregningsnet fra en nedstrøms konet rotor, $\beta = -20^\circ$. Kræfterne påføres i modellen som volumenkræfter langs linien svarende til den samlede belastning fra de tre blade.

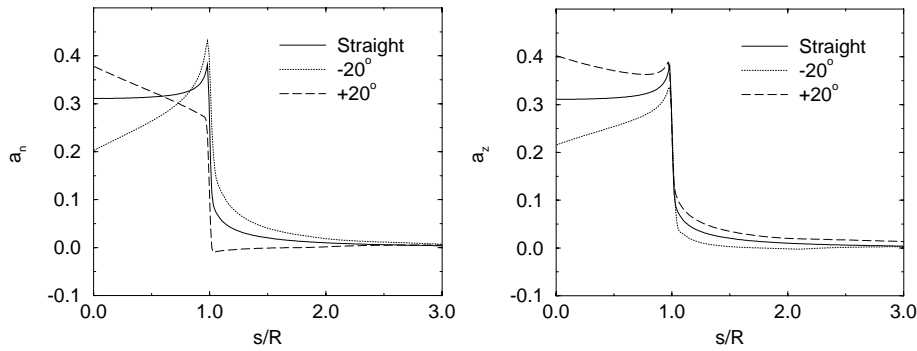
3.2 Konstant normal belastning, $C_T = 0.89$

For den konede rotor defineres normal, aksial og tangential interferensfaktoren således at

$$a_n = 1 - \frac{V_n}{V_o \cos \beta}, \quad a_z = 1 - \frac{V_z}{V_o}, \quad a' = \frac{-V_\theta}{\Omega s \cos \beta}$$

interferensfaktorene a_n og a_z ændres ved koning

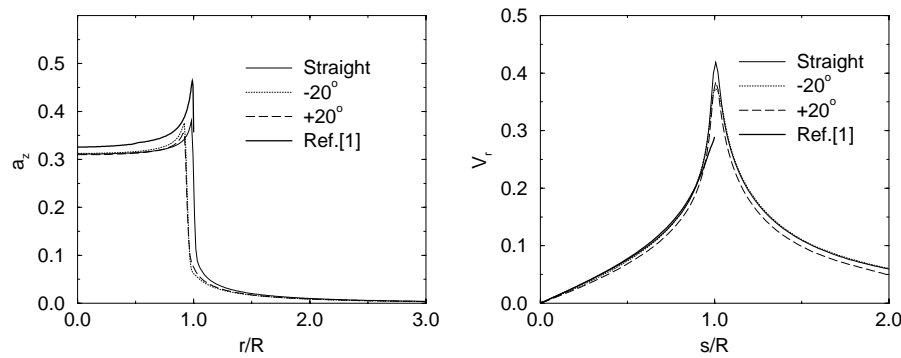
I Figur 3-3 ses de normale og aksielle interferensfaktorer som funktion af radius, $C_T = 0.89$ for konings vinkler 0° , -20° and 20° . BEM modellen indikerer, at a_n og a_z er konstante, men sammenlignes resultaterne for den konede med den lige rotor ses, at der introduceres væsentlige ændringer langs bladet. For positiv koning er a_n og a_z størst ved centeraksen og aftager jævnt ud mod tippen. For negativ koning ses en modsat tendens, men med en større a_n ved tippen.



Figur 3-3. Normal og aksial interferensfaktorer langs rotor blad, $C_T = 0.89$.

Beregninger foretaget af Madsen og Rasmussen [3-1] viser tilsvarende tendenser, men med lidt højere niveauer. Den aksiale induktion igennem tip planet er vist i Figur 3-4, hvor det ses, at løsningen er uafhængig af konings-vinklen.

den aksielle induktion igennem tip-planet er uafhængig af konings-vinklen



Figur 3-4. Aksial interferensfaktor i det radiære tip-plan og radiær hastighed langs bladet, $C_T = 0.89$.

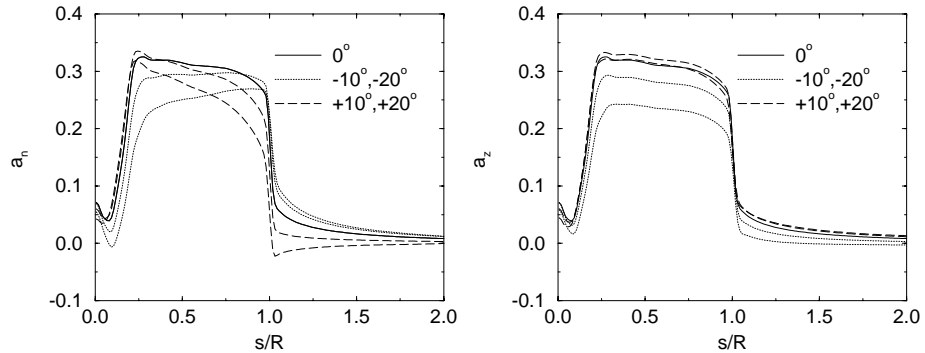
En teoretisk analyse viser, at dette netop gælder for en rotor med konstant normal belastning, da det er gradienten af belastningen, der influerer på strømmingen, og den ændrer sig kun ved tippen. Den radiære hastighed i Figur 3-4 ses at stige jævnt ud mod tippen, men er stort set uafhængig af koning. Den integrerede effekt koefficient, C_P for de tre tilfælde er vist i Tabel 3-1 og skulle ideelt være lig 16/27. Årsagen til den lidt højere værdi skyldes den viskose diffusion, der er tilført strømmingen af stabilitetsårsager. Til sammenligning er vist værdier fundet i [3-1], som ligger lidt lavere.

Tabel 3-1. Power koefficient for den konstant normal belastede rotor, $C_T = 0.89$, konings vinkel $\beta = 0^\circ, -20^\circ$ and $+20^\circ$

C_P / β	0°	-20°	$+20^\circ$
$\omega - V_\theta - \Psi$	0.601	0.601	0.604
Ref. 3-1	0.573	0.571	-

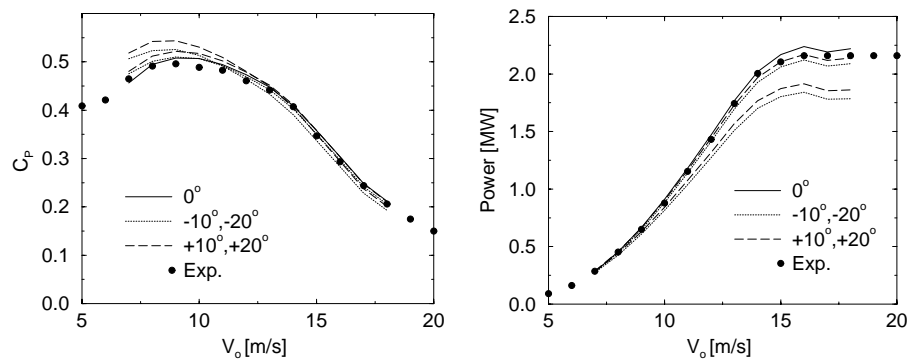
3.3 Simulering af Tjæreborg møllen med henholdsvis op- og nedstrøms koning

For at undersøge indflydelsen af koning på en egentlig rotor, er der lavet en række simuleringer på Tjæreborg møllen, hvor det antages, at den har henholdsvis op- og nedstrøms koning. Tekniske data for møllen kan findes i [3-5]. I Figur 3-5 er vist a_n og a_z for tip-hastighedsforhold $\lambda=7.07$ og $\beta = 0^\circ, \pm 10^\circ, \pm 20^\circ$.



Figur 3-5. Normal og aksial interferens faktor langs bladet, $V_0=10\text{m/s}$, $\lambda=7.07$.

For $\beta = 0^\circ$ er belastningen næsten konstant, og for a_n ses samme tendenser som i Figur 3-3, med et højere niveau ved nav for opstrøms koning og den modsatte tendens ses for nedstrøms koning, hvor samme niveau som for $\beta = 0^\circ$ nås ved tippen. Den aksiale interferens faktor, a_z , er næsten upåvirket af opstrøms koning, mens niveauet falder markant for nedstrøms koning, ca. 30% for $\beta = -20^\circ$.



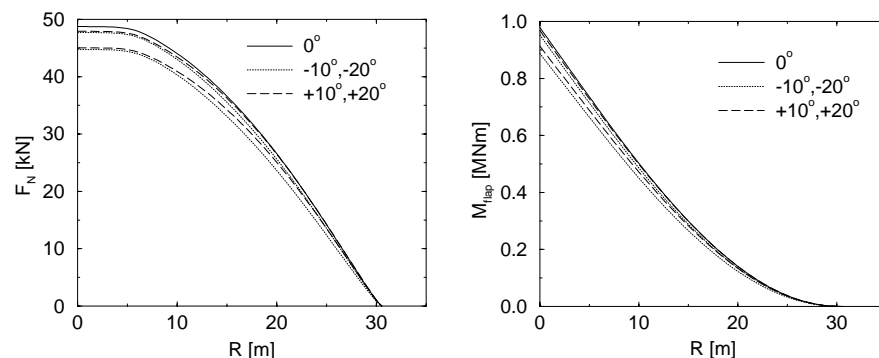
Figur 3-6. C_p og effekt for Tjæreborg møllen.

ved opstrømskoning øges C_p

For energi omsætningen er det imidlertid den normale induktion, der er vigtig. C_p koefficienten vist i Figur 3-6 defineres i forhold til det projicerede areal, og for $\beta = 0^\circ$ overestimeres C_p med 1-3% sammenlignet med eksperimentelle resultater. Det ses, at koning af rotoren medfører en signifikant ændring af C_p ved lave hastigheder. Den største værdi er opnået ved opstrømskoning, hvilket delvist kan forklares med, at den relative hastighed og den lokale indfaldsvinkel øges, da strømmingen er mere vinkelret på rotor planet.

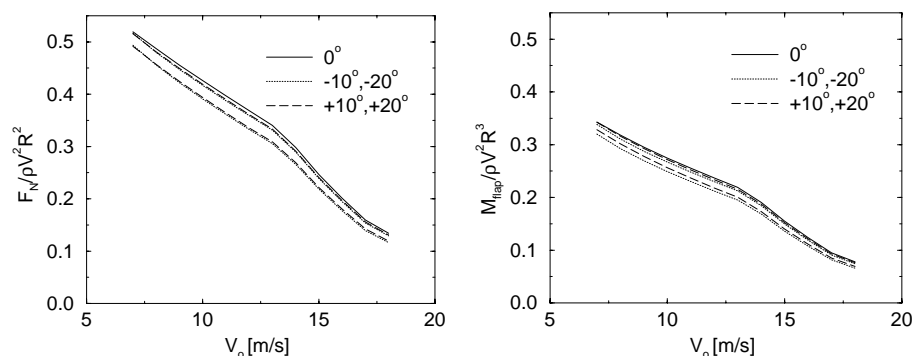
Men ser man på effekten, får man det største værdi for $\beta = 0^\circ$, hvilket først og fremmest skyldes, at arealet er maksimalt ved 0° koning. Ved hastigheder over

13 m/s reguleres pitchvinklen for at opnå en konstant effekt på 2MW, og den beregnede effekt er her baseret på en midlet eksperimentel pitch vinkel. Den strukturelle belastning på det enkelte blad er vist i Figur 3-7, hvor snitkraften og det flapvise moment hidrører fra den aerodynamiske påvirkning ved $V_o=10\text{m/s}$, $\lambda=7.07$. Snitkraften og momentet reduceres jævnt med en øget koning, og det ses, at der kun er mindre forskelle på, om det er op- eller nedstrøms-koning. Det ses dog, at opstrøms-koning svagt forøger belastningen i forhold til den tilsvarende nedstrøms-koning.



Figur 3-7. Snitkraft og flap moment langs bladet fra aerodynamisk last, $V_o=10\text{m/s}$, $\lambda=7.07$

Plottes den dimensionsløse snitkraft og flapmoment ved roden af bladet for stigende fristrøms hastighed, ses den samme tendens. Figur 3-8 viser denne sammenhæng, hvor $\beta = 0^\circ$ giver den største belastning.



Figur 3-8. Dimensionsløs snitkraft og flap moment ved roden for Tjæreborg møllen.

Forklaringen på, at belastningen reduceres som følge af koning hænger direkte sammen med det projicerede areal, som reduceres proportionalt med $\cos^2 \beta$.

simulering af Tjæreborg møllen viser en C_p stigning på ca. 10% for en opstrømskoning på 20°

3.4 Konklusion

For en konstant normal-belastet rotor er den beregnede C_p fundet til at være uafhængig af koning i overensstemmelse med teoretiske analyser. Ifølge aktuator disk modellen er de inducerede hastigheder langs bladet imidlertid ikke længere konstante, hvilket den modificeret BEM model ikke er istand til at forudsige.

Simulering af Tjæreborg møllen viser en C_p stigning på ca. 10% for $\beta = +20^\circ$. En nærliggende forklaring på stigningen er bidraget fra den radiære hastighed, der lokalt øger den relative hastighed og indfaldsvinklen. Den samlede effekt reduceres imidlertid, som følge af et reduceret areal.

De strukturelle laster på vingen viser kun små forskelle mellem op- og nedstrøms koning. Det ses endvidere, at de flapvise momenter og snitkræfter reduceres proportionalt med koningsvinklen.

3.5 Referencer

- [3-1] Madsen, H. A and Rasmussen, F., "*The influence on energy conversion and induction from large blade deflections*", Euro. Wind Energy Conf. 138--141, 1999.
- [3-2] Sørensen, J.N. and Myken, A., "*Unsteady actuator disc model for horizontal axis wind turbine*", J. Wind Eng. Ind. Aerodyn., **39**, 139--149, 1992.
- [3-3] Sørensen, J.N. and Kock, C.W. "*A model for the unsteady rotor aerodynamics*", J. Wind Eng. Ind. Aerodyn., **58**, 259--275, 1995.
- [3-4] Mikkelsen, R., Sørensen, J.N. and Shen, W.Z., "*Analysis of the Flow-field Around Coned Rotors*", Int. Energy Agency, 13th Sym. 119--131, 1999.
- [3-5] Øye, S., "*Tjæreborg wind turbine: Dynamic flow measurement*", AFM Notat VK-233, Department of Fluid Mechanics, DTU, 1992.

4 Detaljeret 3D CFD beregning på National Research Energy Laboratory's (NREL's) 10 m rotor – Niels N. Sørensen

4.1 Introduktion

Hidtil er vores CFD rotorberegninger kun blevet direkte sammenholdt med målte integrerede størrelser som effekt og bladrodsmomenter. Til støtte for den videre udvikling og verifikation af CFD løseren EllipSys3D er det ønskeligt med detaljerede målinger af trykfordelinger på en rotor under velkontrollerede indstrømningsforhold. Et sådant eksperiment blev udført i foråret 2000 af NREL i USA på en 10.06 m rotor opsat i NASA Ames 24.4x36.6 meter vindtunnel.

Med henblik på at få adgang til målingerne, og desuden generelt demonstrere mulighederne for at modellere rotorstrømninger med EllipSys3D, er der gennemført en serie blindberegninger af en af de konfigurationer, der er blevet testet i tunnelen.

der er gennemført en serie blindberegninger af NREL/NASA's vindtunnel eksperiment

4.2 Eksperimentet

Formålet med det amerikanske vindtunneleksperiment er at tilvejebringe data til verifikation af dynamisk stall modeller, CFD koder, og at kvantificere 3D rotationseffekter. Til dette formål er det ønskeligt at have velkontrollerede indstrømningsforhold, hvilket det i praksis kun er muligt at opnå i en vindtunnel. Der er således blevet sammensat en testmatrix, der dækker en lang serie tilfælde af stor praktisk interesse; parkeret rotor, forløber, bagløber, yaw, cyklisk blad-pitch etc. Under forsøgene foretages måling af tryk i fem spanvise positioner; måling af indfaldsvinkler med pitotrør, flow-visualisering med tufts og røg og effektmålinger. Den fulde beskrivelse af eksperimentet, møllen og PHASE 6 rotoren kan findes på hjemmesiden <http://wind2.nrel.gov/amestest/>. I det følgende vil der blot blive givet nogle af hovedparametrene.

Modellering

PHASE-6 rotoren er en tobladet rotor med en diameter på 10.06 meter. Bladene er med twist og taper og baseret på NREL S809 profilet. Møllens rotationshastighed er konstant 72 RPM. I det følgende behandles kun et ud af de mange eksperimenter. For at minimere forstyrrelserne er der valgt en forløber situation, med en stiv rotor, nul graders yaw fejl, og nul graders tip pitch, svarende til test nummer 11 i NASA AMES TEST PLAN.

For en forløber konfiguration, hvor forstyrrelserne på rotoren fra tårn og nacelle er små, kan man som en første approksimation fuldstændig negligere tårnet og nacellen i beregningen. De beregninger, der beskrives i det følgende, vil således kun omhandle beregninger på selve rotoren, der i beregningen svæver frit i rummet. For på en simpel måde at inkludere blokerings-effekten fra tunnelvæggene i beregningen er den ydre cylindriske rand placeret, så den netop kan indeholdes i det rektangulære tunneltværsnit. Yderdiameteren af beregningsdomænet er således cirka 24 meter.

der regnes på en forløber konfiguration

i beregningen er tårn og nacelle ikke medtaget

4.3 Navier-Stokes løser

Navier-Stokes løseren EllipSys3D, der er udviklet i samarbejde mellem DTU og Risø, Michelsen [4-1], [4-2] og Sørensen [4-4], blev benyttet til at beregne strømmingen omkring NREL PHASE-6 rotoren.

Koden er en tryk/hastigheds formulering i generelle krumlinede koordinater. Koden er baseret på SIMPLE algoritmen Patankar [4-3] og er 2.ordens nøjagtig i tid og rum. Til rotorberegninger benyttes et bevæget koordinatsystem (der følger rotoren) og polære hastighedskomponenter. Koden er parallelliseret ved brug af MPI til afvikling på distribueret memory maskiner og tillader således en effektiv udnyttelse af moderne paralleldatamater. De nedenfor beskrevne beregninger er udført med en $k - \omega$ SST turbulens model, der i tidligere beregninger har vist sig velegnet til såvel profil- som rotorberegninger. I beregningerne er benyttet en tre niveau netsekvens og lokale tidskridt for at accelerere konvergen mod en stationær løsning.

Tabel 4-1. Parametre for beregning af NREL-PHASE-6 rotor

Rotordiameter	10.06 m
Omdrejningstal	72 RPM
Tip-pitch	0 grader
Vindhastigheder	4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12 m/s
ρ/μ	$5.32 \cdot 10^4 \text{ s/m}^2$

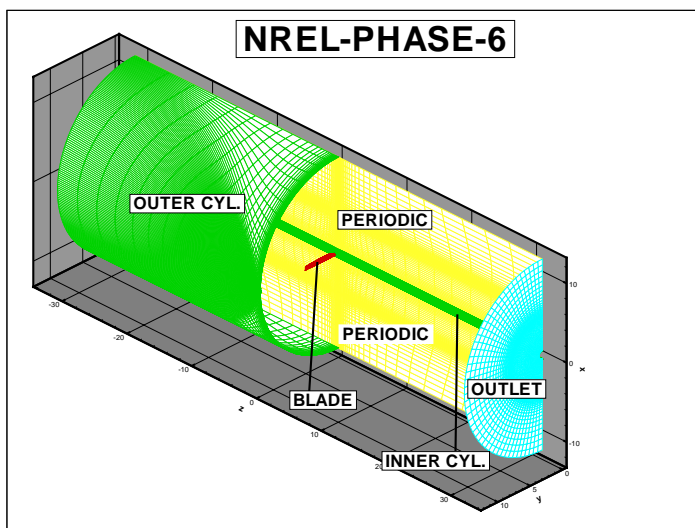
Beregningsnet og randbetingelser

Beregningsnettet er sammensat af et indre O-H-net omkring bladoverfladen, som så er omgivet af et ydre H-H-net. Det indre net strækker sig cirka 1/3 korde længde væk fra bladoverfladen. Det indre net har 32 celler i normalretningen, og har en y^+ afstand for inderste celle, der er under 2 over det meste af bladoverfladen. I kordevis retning er der 256 celler omkring bladet, 40 celler dækker bladet i radial retning, og der er 24 celler fra bladtippet til yderranden i radial retning, se Figur 4-1 og Figur 4-2. I alt har det indre net 524.000 celler. Det ydre net strækker sig fra indløbsranden 3 rotordiameter opstrøms for rotorplanet til udløbsranden 3 rotor diameter nedstrøms for rotorplanet. I azimuth retning forbinder nettet de to 180 graders periodiske planer. H-blokken har 192 celler i azimuth retningen, 64 celler i aksial retning (32 opstrøms og 32 nedstrøms), og 64 celler i radial retning og dermed i alt 784.432 celler. Totalt består det indre og ydre net således af cirka 1.3 millioner celler.

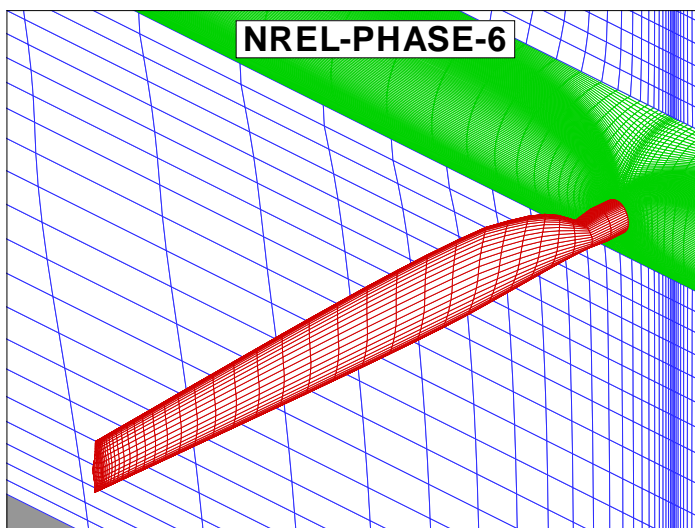
Opstrøms for rotoren på indløbsplanet specificeres den uforstyrrede vindhastighed, nedstrøms for rotoren på udløbsplanet specificeres fuldt udviklet strømning, på den indre og ydre cylindriske rand specificeres slip, mens selve bladoverfladen specificeres som no-slip. Der er kun genereret net omkring det ene af de to rotorblade, det manglende rotorblad inkluderes i beregningen ved brug af 180 graders periodiske randbetingelser.

der regnes stationært med
den inkompressible NS-løser
EllipSys3D

beregningsnettet består af
1.300.000 celler



Figur 4-1. Billede af beregningsnettet der viser de periodiske planer, blad overfladen, udløbsranden og den indre og ydre cylindriske rand.



Figur 4-2. Detalje af beregningsnettet nær bladoverfladen. På bladet vises kun hver fjerde punkt i kordevis retning.

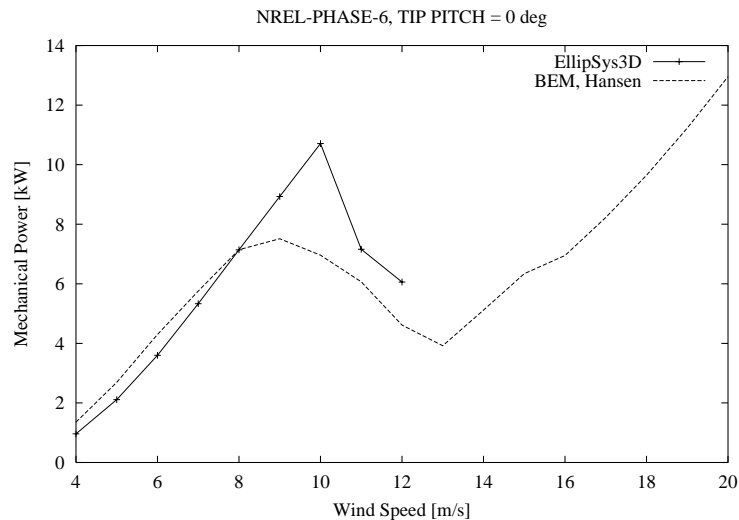
4.4 Resultater

Der er blevet gennemført beregninger for ni vindhastigheder, se Tabel 4-1, hvor også andre driftsparametre er givet. I det følgende vil de beregnede resultater blive præsenteret uden sammenligninger med målinger. Dette skyldes, at målinger på nuværende tidspunkt endnu ikke er blevet offentliggjort. Der bliver vist mekanisk effekt samt radiale fordelinger af aksial- og tangential-kræfter. I målekampagnen er der for hver vindhastighed målt trykfordelinger i 5 tværsnit ($r/R = 0.30, 0.47, 0.63, 0.80, 0.95$). Med baggrund i, at målinger endnu ikke er tilgængelige, vil der dog kun blive vist et udpluk af de i alt 45 trykfordelinger. Ligeledes bliver der vist visualiseringer af partikelspor på tryk og sugesiden af bladet for udvalgte vindhastigheder.

CFD beregningerne giver højere max effekt end tilsvarende BEM beregninger

Mekanisk effekt og kraftfordelinger

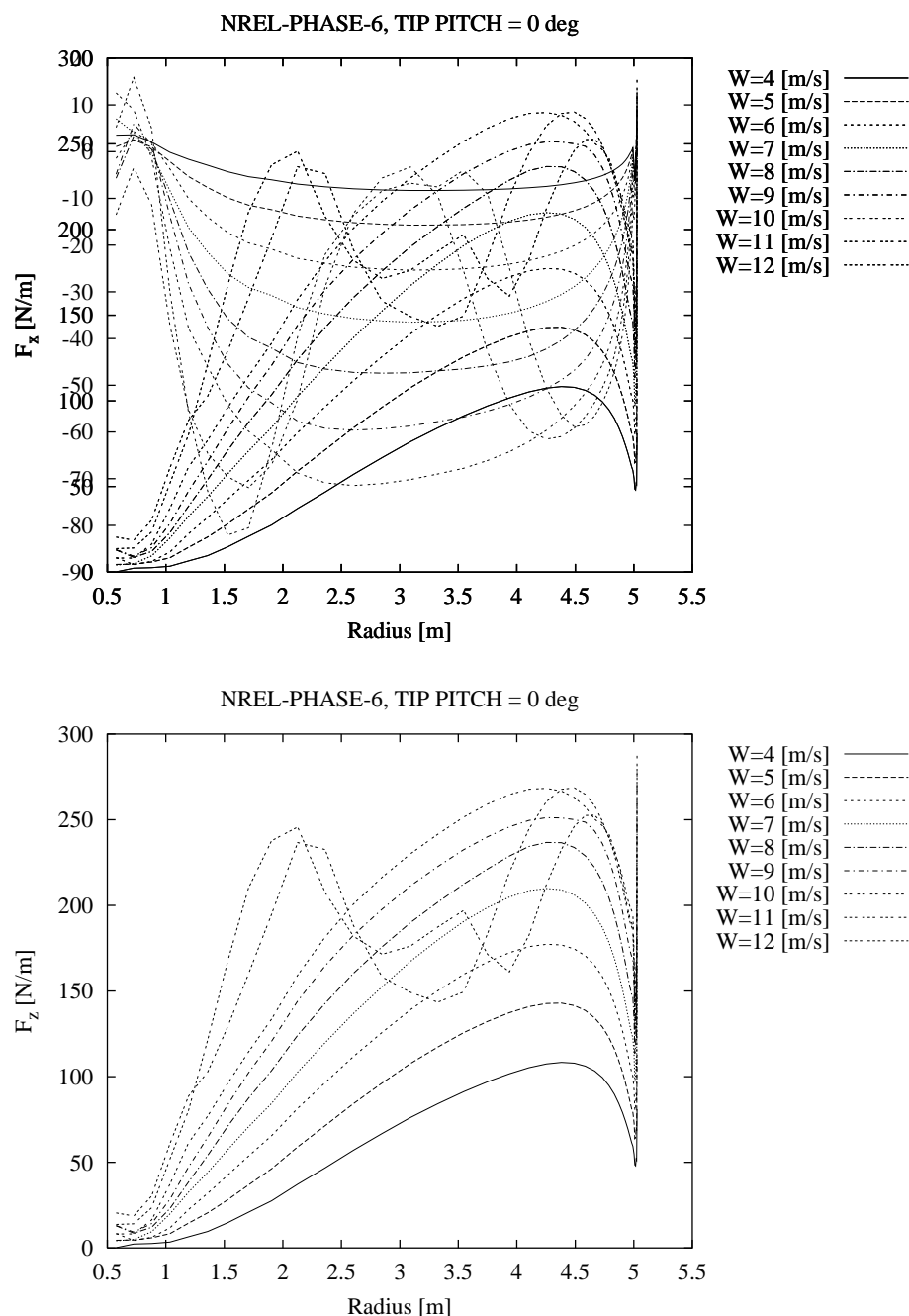
Bladkræfterne og den mekaniske effekt bestemmes ved integration af beregnede tryk og friktionskræfter på bladoverfladen. I nedenstående Figur 4-3 er den mekaniske effekt beregnet med CFD koden EllipSys3D sammenlignet med BEM beregninger udført af M. Hansen (Energiteknik DTU).



Figur 4-3. Sammenligning af beregnet mekanisk effekt for NREL-PHASE-6 rotoren med henholdsvis CFD koden EllipSys3D og BEM beregninger udført af M. Hansen. Det fremgår af figuren, at CFD beregningen giver højere max effekt end BEM beregningen i overensstemmelse med resultatet af tidligere beregninger.

I overensstemmelse med tidligere beregninger viser Figur 4-3, at CFD beregningen giver højere max effekt end BEM beregningen, og det må således forventes, at den beregnede effekt også er højere end den målte.

Af de radiale kraftfordelinger ses tydeligt, at kræfterne vedbliver at stige, indtil en hastighed på 11 m/s, hvor der er et voldsomt fald i belastningen på den ydre del af rotoren (se Figur 4-3). Det velkendte problem med turbulensmodelleren i forbindelse med kraftigt separeret strømning, hvor man også for 2D strømning ser en overestimering af $C_{L,max}$, er således noget af forklaringen på forskellen i beregnet effekt mellem BEM og CFD resultaterne for høje vindhastigheder.



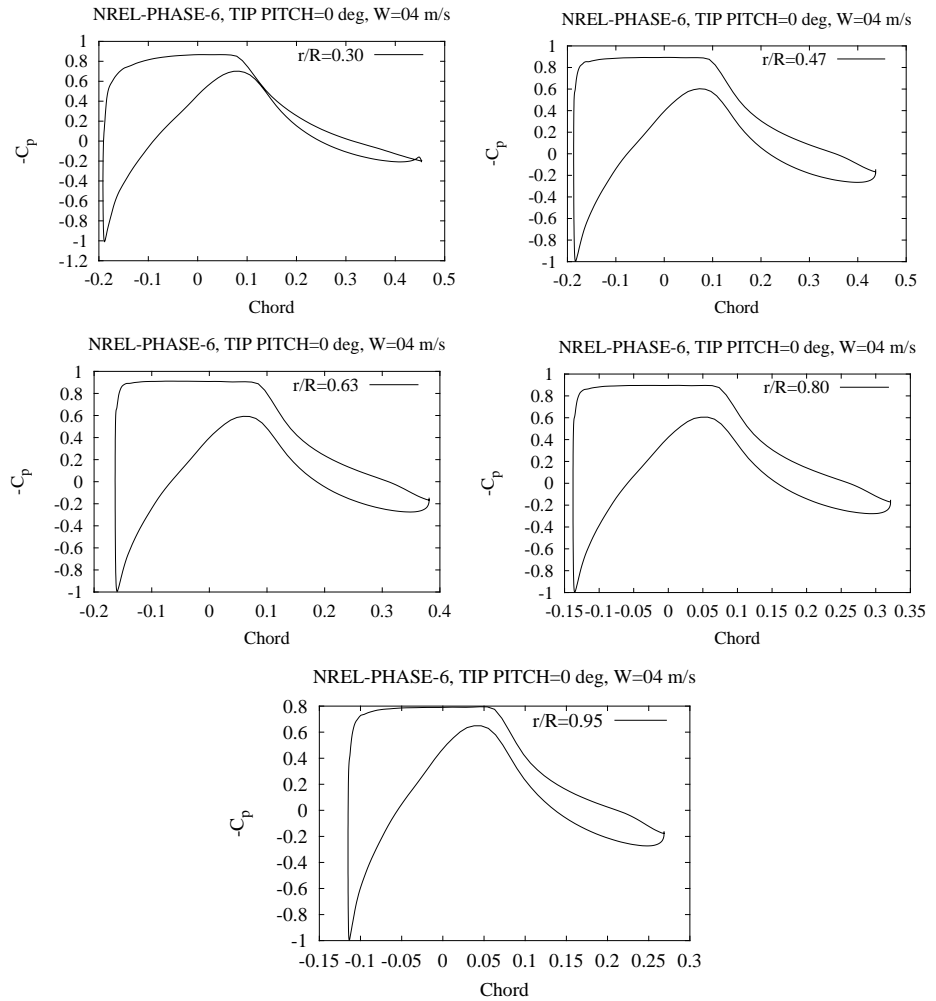
Figur 4-4. Radial fordeling af tangential kraft (f_x) (øverst) og axial kraft (f_z) (nederst). Både tangential og axial-kræfterne er monotont voksende indtil en vindhastighed på 10 m/s, hvorefter der for 11 og 12 m/s ses et voldsomt fald p.g.a. kraftig separation på den ydre del af bladet.

Trykfordelinger

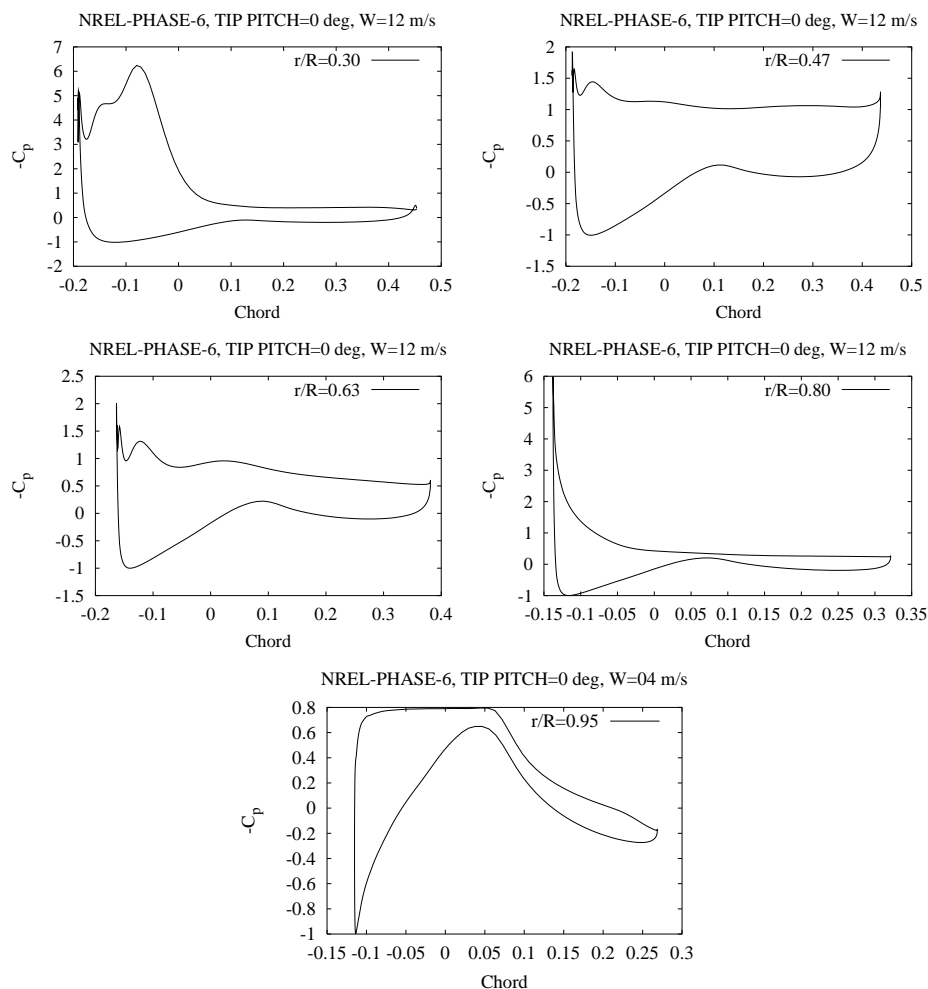
I eksperimentet er der målt kordevis trykfordelinger i fem radiale positioner ($r/R=0.30, 0.47, 0.63, 0.80, 0.95$). I det følgende vil der blive vist eksempler på de trykfordelinger, der er beregnet med CFD koden EllipSys3D. Der er benyttet følgende definition af C_p :

$$C_p = \frac{P_\infty - P_0}{\frac{1}{2} \rho (W_\infty^2 + (r\omega)^2)}$$

I det følgende vil kun nogle få eksempler på trykfordelinger blive vist, idet der ikke på nuværende tidspunkt er tilgængelige målinger. Figur 4-5 viser trykfordelingerne for en vindhastighed på 4 m/s. Af figuren fremgår, at strømmingen er usepareret i alle 5 kordevise snit. For den høje vindhastighed på 12 m/s er alle 5 snit derimod kraftigt separeret, se Figur 4-6.



Figur 4-5. Trykfordelinger for en vindhastighed på 4 m/s. Det ses af figurerne, at strømmingen er usepareret i alle radiale stationer.



Figur 4-6. Trykfordelinger for en vindhastighed på 12 m/s. Det ses tydeligt af kurverne, at der er separation for alle radiale stationer.

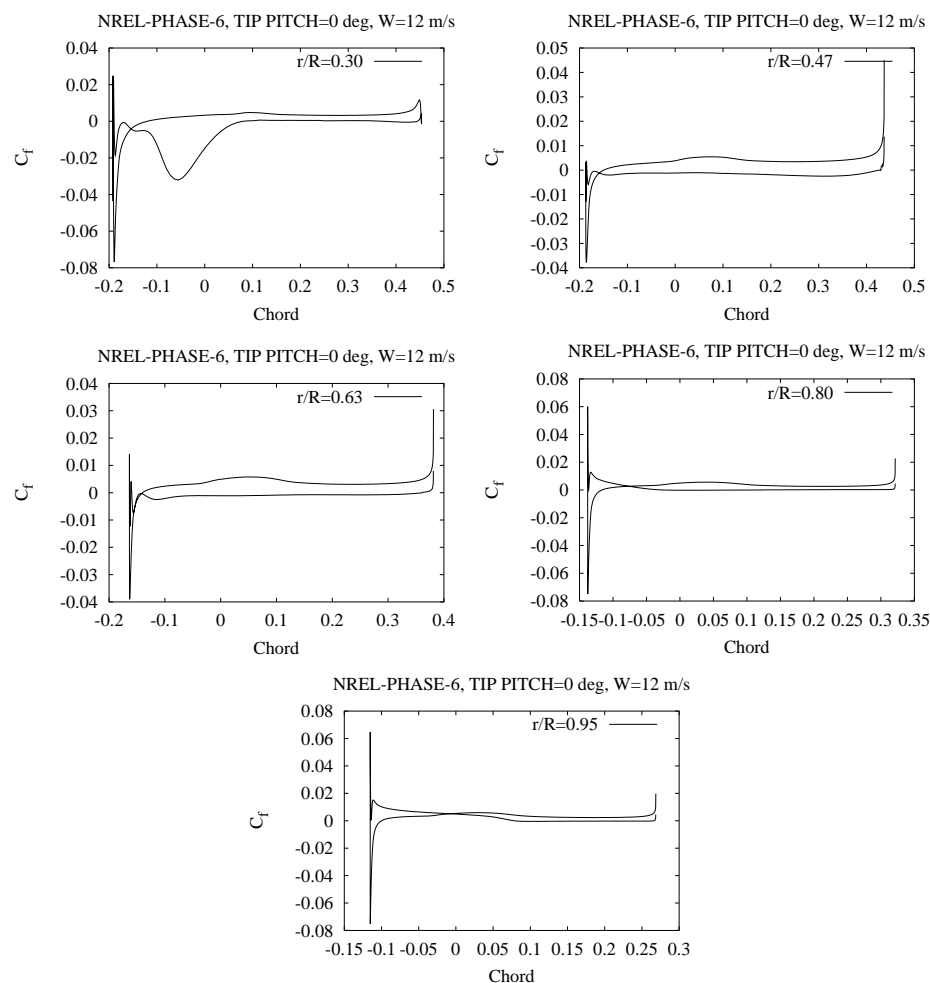
Skinfriktionsfordelinger

I vindtunneleksperimentet bliver der ikke målt skinfriktion, men da skinfriktionen kan bruges til at bestemme separationspunktets beliggenhed, vises nogle få eksempler. Skinfriktionen er bestemt som:

$$C_f = \frac{\tau_{wall}}{\frac{1}{2} \rho (w_{\infty}^2 + (r\omega)^2)}$$

For tilfældet med vindhastigheden 12 m/s Figur 4-7 ses, at strømmingen er separeret i alle radiale snit. Baseret på skinfriktionsfordelingen kan separationspunktet bestemmes, og for $r/R=0.30$, 0.47 og 0.63 ligger separationspunktet på for-kanten, hvorimod det ligger ved $x/C=0.25$ for $r/R=0.8$ og ved $x/C=0.50$ for $r/R=0.95$.

skinfriktionsfordelingen kan benyttes til bestemmelse af separationspunktets beliggenhed

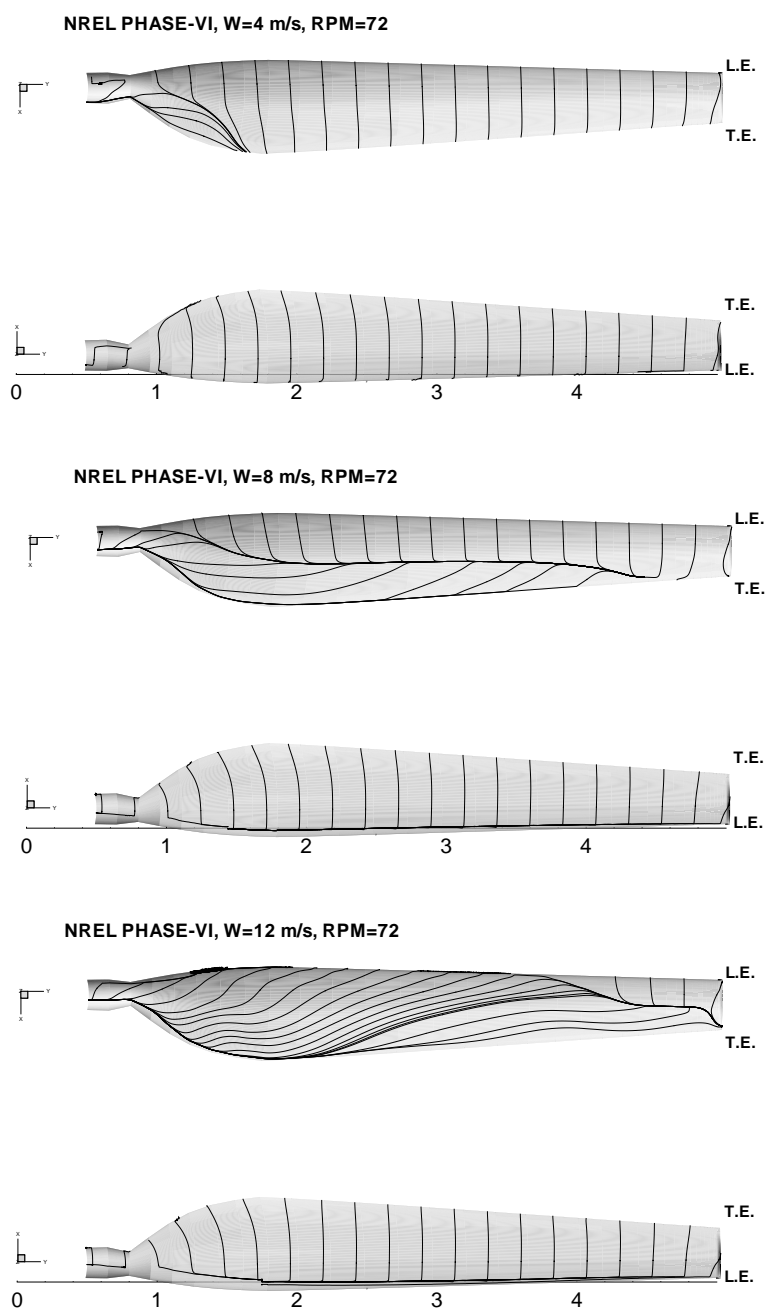


Figur 4-7. Skinfriktionsfordelinger for en vindhastighed på 12 m/s. Det ses af figurerne, at strømmingen er separeret i alle radielle stationer.

Partikelspor

partikelspor viser, hvorledes separationen spreders ved voksende vindhastigheder

For at visualisere strømmingen over bladet, er der genereret en serie figurer, der viser partikelspor på sugeside og trykside af bladet. Partikelsporene er genereret ved at bevæge masseløse partikler i overensstemmelse med den lokale skinfriktion. Billederne ligner resultaterne fra olieflow visualiseringer i eksperimenter, og viser tydelige separationslinier, områder med radial strømning, og områder med usepareret strømning. Nedenstående Figur 4-8 viser tydeligt udviklingen af separationen på sugesiden, når vindhastigheden øges. Ved lav vindhastighed er der kun et lille separeret område tæt ved bladets rod. Når vindhastigheden øges, vokser dette område både kordevis mod forkanten og radielt mod tippen. Figur 4-8 viser tydeligt den massive separation for de højeste vindhastigheder.



Figur 4-8. Partikelspor på suge- og trykside af bladet for vindhastighederne 4, 8 og 12 m/s. Det ses, at det separerede område ved roden på sugesiden ekspanderer kordevis mod forkanten og radielt mod vingetippen, når vindhastigheden forøges.

der er gennemført en serie blindberegninger, der senere skal sammenlignes med data fra vindtunneleksperimentet

4.5 Konklusion

Der er gennemført en serie beregninger af NREL-PHASE-6 rotoren for nul graders tip-pitch vinkel. Idet der ikke på nuværende tidspunkt foreligger målinger fra NREL/NASA eksperimentet, er de beregnede resultater vist uden sammenligning med målinger. Alle de viste beregninger er således udført som såkaldte blind beregninger, og resultaterne er vist for fremtidig reference, når målingerne fra NREL/NASA testen frigives. Ud over de her viste referencer foreligger lignende tryk-, skinfriktionsfordelinger og visualiseringer af partikelspor for de resterende beregnede vindhastigheder.

Erfaringer viser, at Navier-Stokes beregninger overestimerer effekten, når rotoren er massivt separeret. Det må således forventes, at også de her viste beregninger har denne generelle tendens.

4.6 Referencer

- [4-1] Michelsen, J.A., *"Basis3D - a Platform for Development of Multiblock PDE Solvers"*. Technical Report AFM 92-05, Technical University of Denmark, 1992.
- [4-2] Michelsen., J.A., *"Block structured Multigrid solution of 2D and 3D elliptic PDE's"*. Technical Report AFM 94-06, Technical University of Denmark, 1994.
- [4-3] Patankar, S.V. and Spalding D.B., *"A Calculation Procedure for Heat, Mass and Momentum Transfer in Three-Dimensional Parabolic Flows"*. *Int. J. Heat Mass Transfer*, 15:1787, 1972.
- [4-4] Sørensen, N.N., *"General Purpose Flow Solver Applied to Flow over Hills"*. Risø-R- 827-(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, June 1995.

5 Udvikling af model for profilruhed og vortexgeneratorer – Jeppe Johansen

5.1 Introduktion

På baggrund af erfaringer fra målinger på vindmøllevinger er det en kendsgerning, at de aerodynamiske kræfter udover at være afhængige af vingeprofilets udformning og den resulterende hastighed også er afhængige af overfladen på vingen samt turbulensintensiteten i vinden. Ved numeriske beregninger antager man ofte ideelle forhold som f.eks. en perfekt glat overflade samt ensartet resulterende hastighed. Men virkeligheden er som bekendt en anden.

To primære faktorer, som er afgørende for forskellen fra ideelle forhold, er:

1. Omslag fra laminar til turbulent strømning

Ofte vil det være sådan, at strømmingen vil være laminar, når den når vingen, hvorefter grænselaget efter en vis afstand fra stagnationspunktet vil slå om og blive turbulent.

Positionen for omslagspunktet samt dennes variation med tiden kan have stor indflydelse på vingeprofilets aerodynamiske kræfter, da laminar separation ved forkanten kan opstå og ændre profilets karakteristik. Da den relative hastighed samt den geometriske indfaldsvinkel ændres pga. turbulens og elastisk deformation af vingen, vil omslagspunktet flytte sig med tiden og ændre vingeprofilets dynamiske egenskaber.

Desuden er der stærke indikationer af, at et fænomen som dobbeltstall skyldes en sådan diskret ændring af omslagspunkt med tilhørende laminar separation og medfølgende ændring af stallkarakteristik og dermed aerodynamiske kræfter, [4-1].

vingeprofilets karakteristika afhænger af omslagspunktets beliggenhed samt dets variation med tiden

2. Profilruhed

Da profiloverfladen ikke vil forblive perfekt glat, vil dette ændre strømmingen, og det vil være nødvendigt at tage ruhedseffekter med i beregninger. Derudover vil der under normale driftsbetingelser aflejres snævs i form af insekter, salt, støv m.m., som ændrer overfladen og dermed profilkarakteristika.

Dette kan desuden udnyttes til at begrænse nogle af de uønskede instationære effekter og kontrollere grænselaget ved bevidst at gøre overfladen ru på strategiske steder.

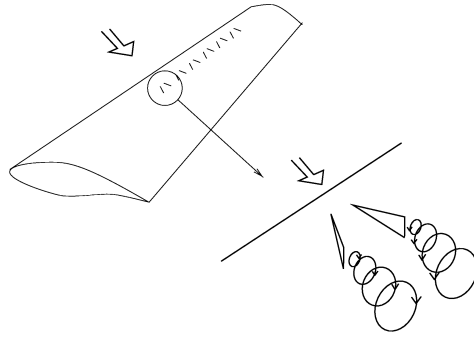
Denne ruhed kan sikre, at omslaget fra laminar til turbulent grænselag ligger fast og er uafhængig af varierende instationære ydre betingelser. For beregningernes anvendelighed er det derfor af stor betydning at kunne simulere disse faktorer for at opnå bedre forudsigelser, baseret på den virkelige fysik.

en ru overflade ændrer strømmingen og dermed forudsætningen for beregninger

Vortexgeneratorer

En anden måde at kontrollere de aerodynamiske kræfter på ved at forsinke separation og dermed fald i opdrift er ved at påsætte vortexgeneratorer på en vindmøllevinge.

vortexgeneratorer forsinker separation



Figur 5-1. Vortexgeneratorer.

Figur 5-1 skitserer effekten af vortexgeneratorer på en vinge. Når strømmingen passerer de små deltavinger påsat vindmøllevingen, vil der dannes et par modroterende hvirvler. Disse hvirvler vil transportere momentum ned i bunden af grænselaget. Dette vil derfor have nemmere ved at klare en positiv trykgradient og derved forsinke separation af strømmingen. Dette vil så øge maksimum lift, hvilket igen vil føre til en øget effekt fra vindmøllevingen.

I det nærværende arbejde er der fokuseret på implementering af en ruhedsmodel i Navier-Stokes koden EllipSys2D [5-8], [5-9] og [5-10], der på fysisk vis kan simulere effekten af både generel overfladeruhed men også kontrol-devices som for eksempel trip-tape eller ruheds-tape. Denne model er koblet til en i forvejen implementeret transitionsmodel. Derudover er forsøgt implementeret en fænomenologisk model til beskrivelse af effekten af vortexgeneratorer.

en ruhedsmodel samt en vortexgeneratormodel er implementeret i NS-koden EllipSys2D

5.2 k - ω ruhedsmodel:

ruheden indgår som en ændring af randbetingelsen for ω

Den valgte ruhedsmodel er udviklet af Wilcox [5-11], og er baseret på k - ω turbulensmodellen, hvor ruheden indgår som en ændring af randbetingelsen for ω . k er den turbulente kinetiske energi og ω er den specifikke dissipationsrate. På en ru væg er ω givet ved:

$$\omega = \frac{u_\tau^2}{\nu} S_R, \quad u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}, \quad (5-1)$$

hvor ν er den kinematiske viskositet, u_τ er friktionshastigheden, τ_w er vægfriktionen, ρ er luftens densitet og S_R er en dimensionsløs koefficient givet ved:

$$S_R = \begin{cases} \left(\frac{50}{k_s^+}\right)^2, & k_s^+ < 25 \\ \left(\frac{100}{k_s^+}\right), & k_s^+ \geq 25 \end{cases} \quad k_s^+ = \frac{k_s u_\tau}{\nu}. \quad (5-2)$$

k_s^+ er ruhedshøjden k_s gjort dimensionsløs med u_τ og ν .

Menters k - ω SST turbulens model [5-6], er baseret på Bradshaw's tilnærmelse der siger, at den turbulente kinetiske energi er proportional til Reynolds stress tensoren. Dette er ikke tilfældet for grænselaget over en ru væg. Hellsten og Laine [5-5] har foreslået en revideret version af Menters k - ω SST turbulensmodel, der sikrer, at effekten af ruhed modelleres korrekt ved hjælp af Wilcox's

ruhedsmodel. Hellsten og Laine foreslår, at den turbulente viskositet, ν_t bliver modelleret ved:

$$\nu_t = \frac{a_l k}{\max(a_l \omega, |\Omega| F_2 F_3)}, \quad (5-3)$$

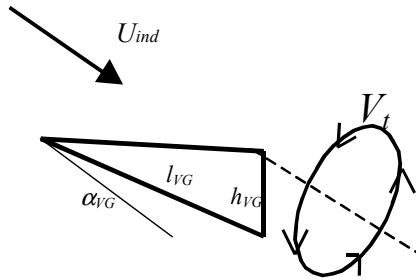
hvor a_l er en modelkonstant = 0.31, F_2 og F_3 er dæmpningsfunktioner og Ω er vorticitet. Den eneste forskel fra Menters version er en ekstra dæmpningsfunktion, F_3 , der forhindrer Bradshaw's tilnærmelse at blive aktiveret i sublaget, hvor den ikke er gældende. F_3 er givet ved:

$$F_3 = 1 - \tanh \left[\left(\frac{150\nu}{\omega y^2} \right)^4 \right], \quad (5-4)$$

hvor y er afstanden fra væggen.

5.3 Model for vortexgeneratorer

Der er udviklet en fænomenologisk model til modellering af effekten af vortexgeneratorer. Metoden er foreslået af Hansen, [5-4] og videreudviklet i det nærværende arbejde. Princippet er skitseret i Figur 5-2, hvor en vortexgenerator er skitseret sammen med tiphvirvlen gående ud fra tippet af deltavingen.



Figur 5-2. Skitse af tiphvirvel fra vortexgenerator.

Da tiphvirvlen transporterer momentum ned i bunden af grænselaget og derved øger produktionen af turbulent kinetisk energi, kan denne produktion gives som funktion af styrken af tiphvirvlen. Produktionen, P_k , af turbulent kinetisk energi kan udtrykkes ved

$$P_k = c_l k_t \frac{U_{ind}}{l_{VG}}, \quad (5-5)$$

hvor $c_l = 3,0$ er en empirisk konstant bestemt ud fra eksperimentelle data, U_{ind} er hastigheden umiddelbart før vortexgeneratoren, l_{VG} er længden af vortexgeneratoren og

$$k_t = \frac{1}{2} \rho V_t^2 = \frac{1}{2} \rho \left(\frac{U_{ind} l_{VG} 2\pi\alpha_{VG}}{4\pi h_{VG}} \right)^2 \quad (5-6)$$

er den turbulente kinetiske energi. Her er V_t tangentialhastigheden af tiphvirvlen i afstanden h_{VG} , hvor h_{VG} er højden af vortexgeneratoren.

Definitionen af circulation, $\Gamma = \frac{\Gamma}{2\pi h_{VG}}$, er benyttet samt Kutta-Joukowski te-

oremet, $\Gamma = \frac{U_{ind} l_{VG} C_l(\alpha_{VG})}{2}$, til bestemmelse af cirkulationen af tiphvirvlen.

Endelig antages lift koefficienten, $C_l(\alpha_{VG})$, at være proportional med vortexgeneratorens indfaldsvinkel, α_{VG} ($C_l(\alpha_{VG}) = 2\pi\alpha_{VG}$).

Da den her benyttede Navier-Stokes kode er baseret på en *finite volume* metode er det nødvendigt at definere et volumen, hvor produktionen bliver genereret. Det valgte volumen er et kvadrat med dimensionerne $2 \cdot h_{VG}$ på hver side. På denne måde opnås en produktion, der tilnærmelsesvis er uafhængig af beregningsnettet.

5.4 Resultater

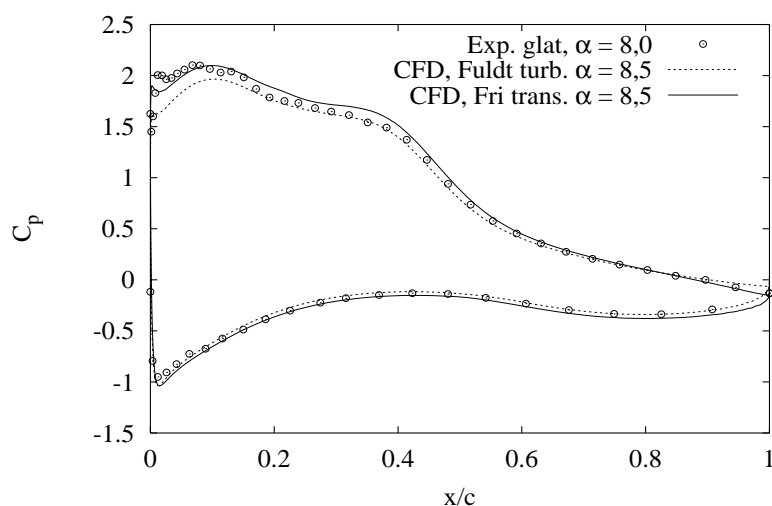
To vingeprofiler designet for vindmøller, og hvor der er foretaget vindtunnelafprøvning, er benyttet til validering af beregningerne.

Risø-A1-18% profil

Det første vingeprofil er Risø-A1-18 profilet. Beregninger er foretaget både med fuldt turbulent strømning men også med frit omslag fra laminar til turbulent strømning. Omslagspunktets placering er beregnet vha. Michels kriterium, Figur 5-7.

Omslag

Figur 5-3 viser effekten af omslag fra laminar til turbulent strømning. Her er vist trykfordelingen, C_p , som funktion af korden for både en fuldt turbulent beregning og en beregning med frit omslag sammenlignet med målinger [5-3]. Der er i eksperimentet målt trykfordelinger samt lift og drag koefficienter for både et glat vingeprofil samt et profil påhæftet trip-tape 5 % fra forkanten på sugesiden samt 10 % fra forkanten på tryksiden. Trip-tapen har en højde på 0.35 mm samt en bredde på 11 mm. Denne ruhed er i beregningerne simuleret ved en lokal ruhed med samme placering og højde. Længden af ruheden er i modellen sat til 10 % korde for at sikre, at effekten når at indtræffe. Indfaldsvinklen for beregningerne er $\alpha = 8.5^\circ$.



Figur 5-3. Trykfordeling. Beregninger foretaget med både fuldt turbulent og omslag fra laminar til turbulent strømning, sammenlignet med målinger for et glat profil.

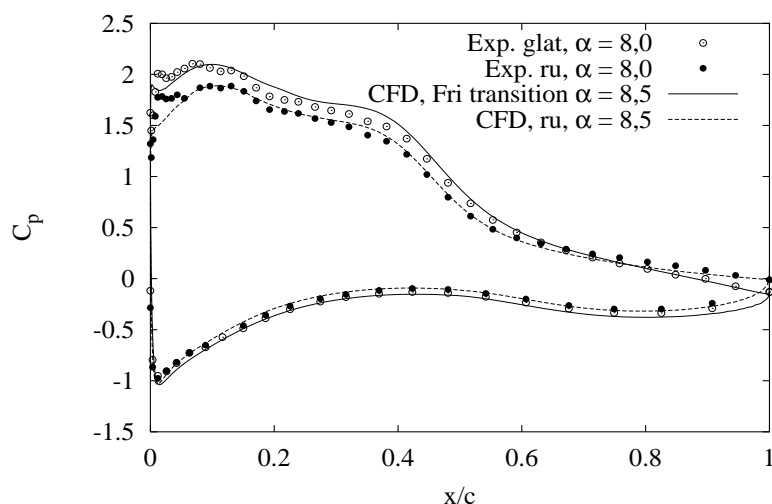
Det ses i Figur 5-3, at en beregning med fri transition bedre kan fange sugespidsen ved forkanten af profilet, hvilket antyder, at omslag fra laminar til turbulent strømning finder sted i eksperimentet og dermed i virkeligheden.

beregninger med fri transition fanger sugespidsen på forkanten bedre

Profilruhed

Figur 5-4 viser beregnede glatte og ru trykfordelinger sammenlignet med målinger, og det ses tydeligt, at ruhed mindsker suget på forreste del af profilet og dermed liftkoefficienten. Overensstemmelsen med målinger er god, hvilket indikerer, at ruhedsmodellen er anvendelig for profilstrømninger.

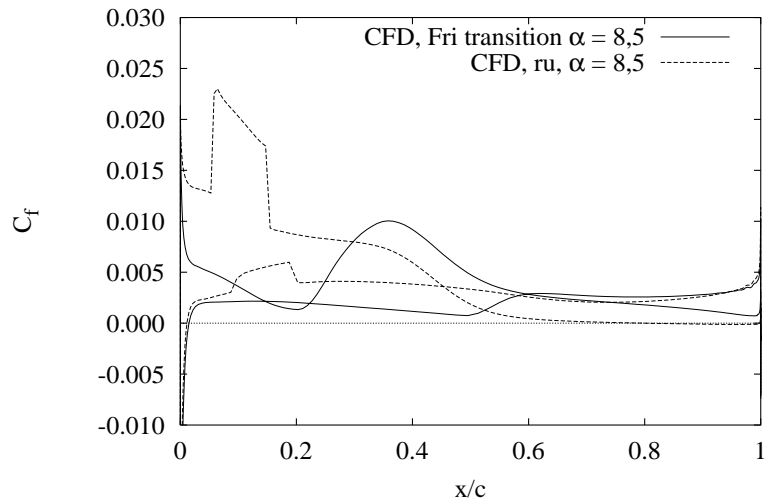
profiler med ruhed på overfladen formindsker liften



Figur 5-4. Trykfordeling. Beregninger foretaget med både omslag fra laminar til turbulent strømning og ruhed, sammenlignet med målinger for både glat og ru profil.

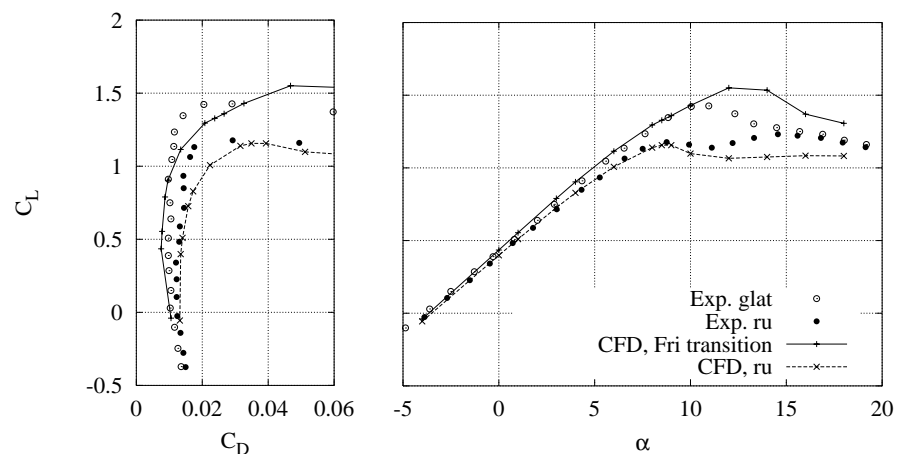
Figur 5-5 viser den beregnede skinfriktion for både et glat og et ru profil, og det ses, at skinfriktionen lokalt er afhængig af ruhed, hvorimod trykfordelingen påvirkes mere globalt.

skinfriktionen påvirkes lokalt mens trykfordelingen påvirkes globalt



Figur 5-5. Effekten af ruhed på skinfriktionskoefficienten.

Figur 5-6 viser lift-drag polarer for glatte og ru beregninger sammenlignet med målinger. Her er der god overensstemmelse både i det lineære område samt bestemmelse af maksimum lift for den ru beregning.

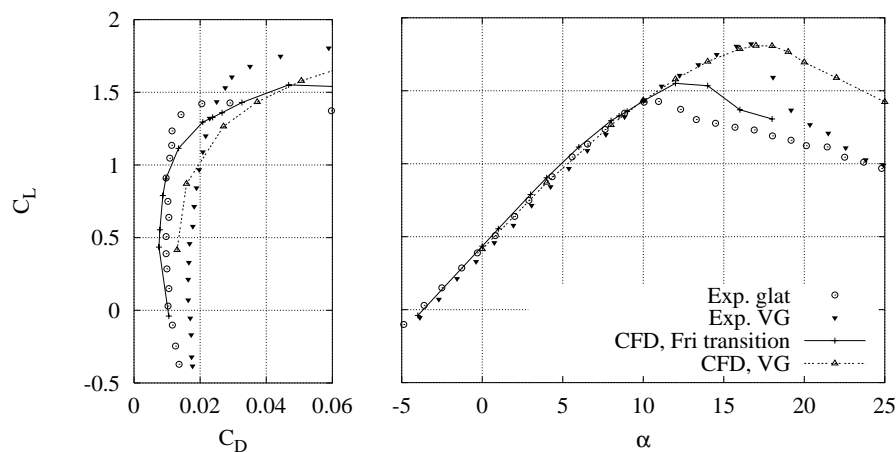


Figur 5-6. Lift drag polar for ru profil sammenlignet med glat profil.

Vortexgeneratorer

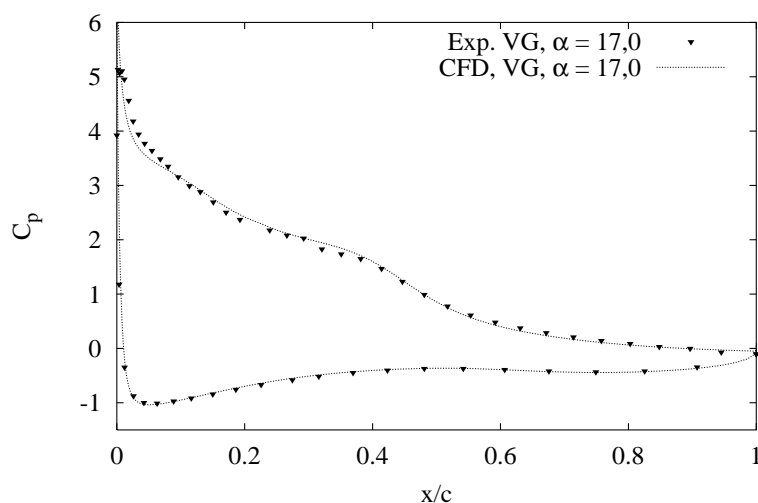
modellering af vortexgeneratorer resulterer i forsinkelse af separation

Figur 5-7 viser effekten af vortexgeneratorer påsat i $x/c = 0.20$. Det ses tydeligt, at vortexgeneratoren forsinker separation og dermed forøger maksimum lift. Her er overensstemmelsen med målingerne særdeles god op til maksimum lift, hvorefter vortexgeneratormodellen producerer for meget turbulent kinetisk energi, som forsinker separation yderligere i forhold til målingerne. Dette kan dog skyldes turbulensmodellens manglende effektivitet i stærkt separerede strømninger, hvilket er et kendt problem, som det også fremgår af beregninger for det glatte profil.



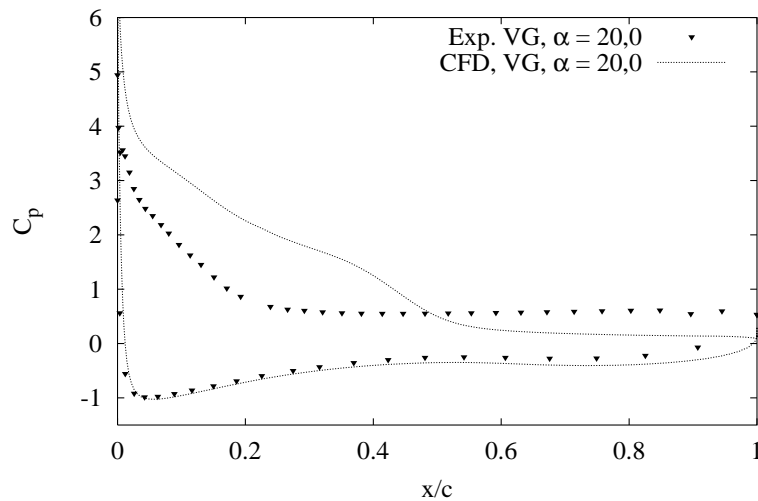
Figur 5-7. Lift drag polar for profil med vortexgeneratorer sammenlignet med glat profil.

Endelig viser Figur 5-8 og Figur 5-9 trykfordelinger for henholdsvis $\alpha = 17,0^\circ$ og $\alpha = 20,0^\circ$.



Figur 5-8. Trykfordeling. Beregninger med vortexgeneratorer sammenlignet med målinger for $\alpha = 17,0^\circ$.

For $\alpha = 20,0^\circ$ ses at separationspunktet ikke er korrekt bestemt, (det vandrette stykke af trykfordelingen på sugesiden) hvilket derfor giver for høj lift.



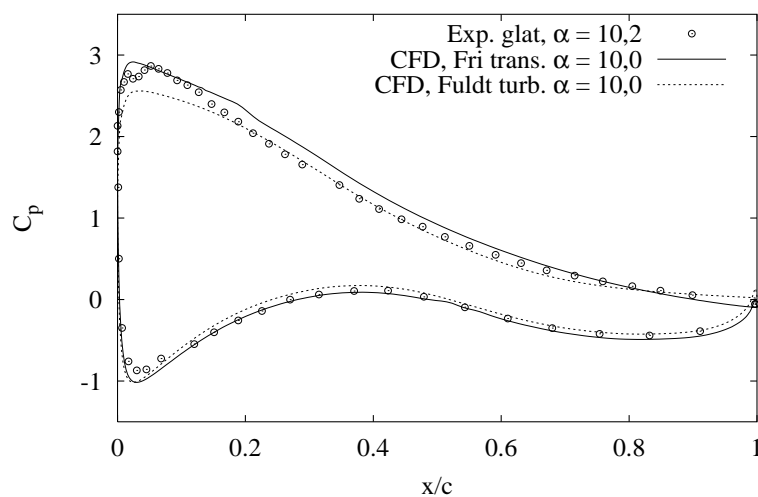
Figur 5-9. Trykfordeling. Beregninger med vortexgeneratorer sammenlignet med målinger for $\alpha = 20,0^\circ$.

FFA-W3-241 profil

Det andet vingeprofil er et FFA-W3-241 vindmøllevingeprofil. Igen er beregninger foretaget med fuldt turbulent strømning samt med frit omslag fra laminar til turbulent strømning, samt modellerne for ruhed og vortexgeneratorer.

Omslag

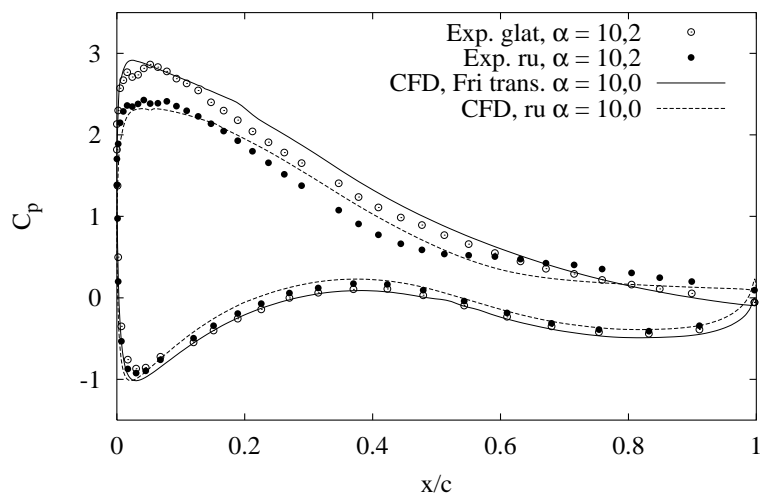
Figur 5-10 viser sammenligning mellem beregninger af fuldt turbulent strømning, strømning med omslag og målinger på et glat profil. Igen ser man bedre bestemmelse af sugespidsen ved brug af omslag, men længere nede af sugesiden overbestemmes trykket medførende en højere lift



Figur 5-10. Trykfordeling. Beregninger foretaget med både fuldt turbulent og omslag fra laminar til turbulent strømning, sammenlignet med målinger for et glat profil.

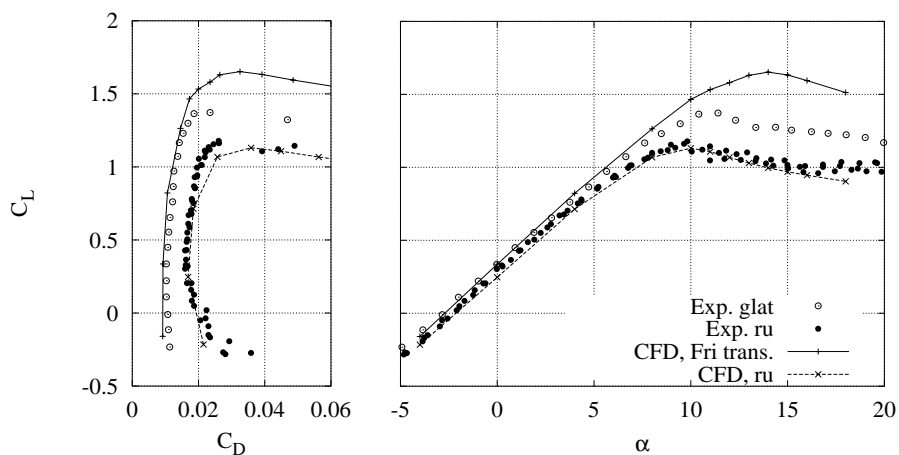
Profilruhed

I Figur 5-11 ses en sammenligning mellem ru og glat profil. Her er trykforløbet over et ru profil godt bestemt medførende en lavere liftkoefficient.



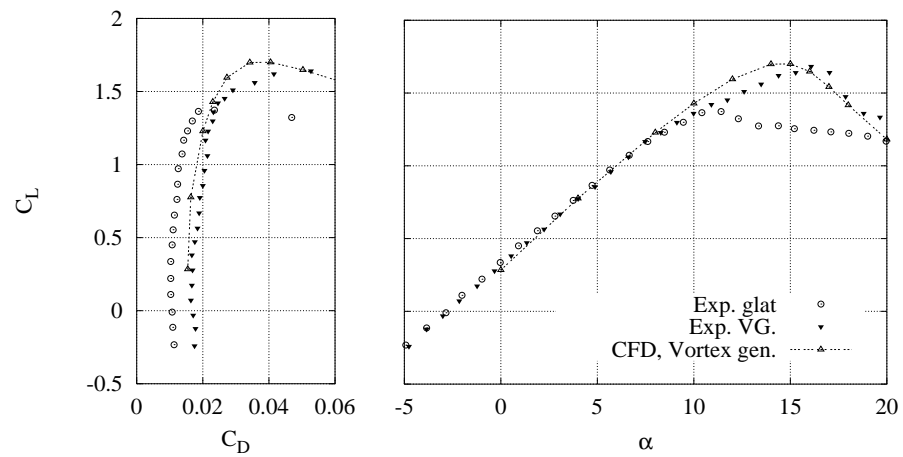
Figur 5-11. Trykfordeling. Beregninger foretaget med omslag fra laminar til turbulent strømning og ruhed, sammenlignet med målinger for både et glat og ru profil.

Lift-drag polarerne for både glat og ru profil er vist i Figur 5-12. Overbestemmelsen ved brug af omslag er klar, mens den ru beregning fanger lift- og dragforløbet godt.



Figur 5-12. Lift drag polar for ru profil sammenlignet med glat profil.

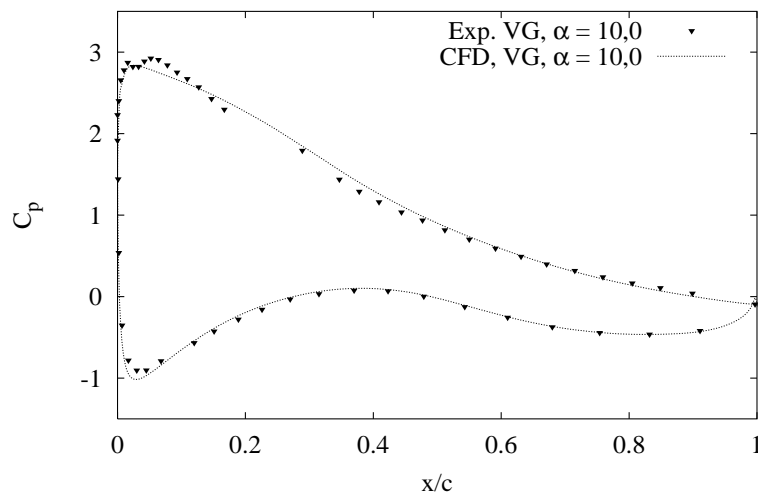
Vortexgeneratorer



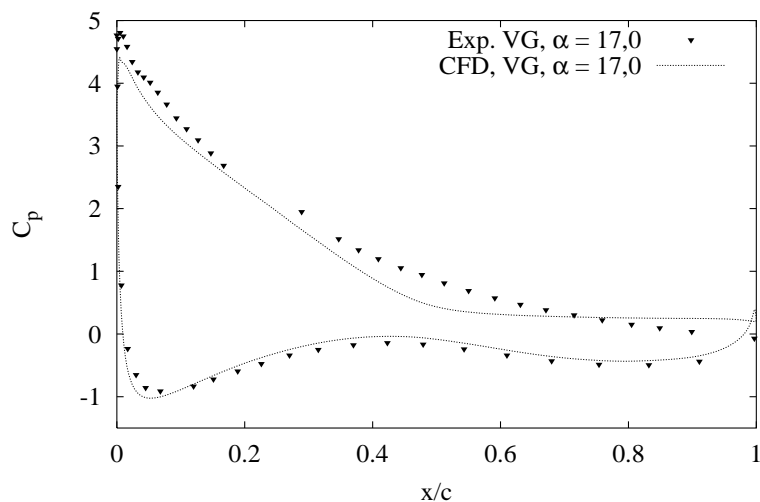
Figur 5-13. Lift drag polar for profil med vortexgeneratorer sammenlignet med glat profil.

Figur 5-13 viser effekten af vortexgeneratorer påsat i $x/c = 0.20$. Ligesom ved det forgående profil forsinker vortexgeneratoren separation og overensstemmelsen med målinger er god.

Endelig viser Figur 5-14 og Figur 5-15 trykfordelinger for henholdsvis $\alpha = 10,0^\circ$ og $\alpha = 17,0^\circ$. For $\alpha = 10,0^\circ$ har vortexgeneratoren ikke den store effekt, hvorimod liften er forøget for $\alpha = 17,0^\circ$ pga. forsinket separation. Overensstemmelse med målinger er god.



Figur 5-14. Trykfordeling. Beregninger med vortexgeneratorer sammenlignet med målinger for $\alpha = 10,0^\circ$.



Figur 5-15. Trykfordeling. Beregninger med vortexgeneratorer sammenlignet med målinger for $\alpha = 17,0^\circ$.

5.5 Konklusioner

Nærværende kapitel beskriver en model for simulering af ruhed på et vindmøllelevingsprofil samt en fænomenologisk model for simulering af effekten af vortexgeneratorer. Ruhedsmodellen, som er valideret på strømmingen over en flad plade uden trykgradient, er anvendt på to typiske vindmøllelevingsprofiler til at simulere effekten af trip-tape. Bestemmelsen af profilkarakteristika, lift og drag, for et ru profil er væsentligt forbedret ved brug af ruhedsmodellen.

Vortexgeneratormodellen er blevet kalibreret vha. målinger på et af de samme to profiler og anvendt på det andet profil. Effekten af modellen forsinker separation væsentligt og forøger maksimum lift til et niveau svarende til målingerne. Der er foretaget en mindre undersøgelse af om modellen simulerer den rette effekt uafhængig af position og størrelse, og foreløbige resultater indikerer, at vortexgeneratormodellen producerer for meget turbulent kinetisk energi, hvis vortexgeneratoren rykkes frem i 10 % korte position. Der undersøges i øjeblikket muligheder for at generalisere modellen yderligere.

bestemmelse af profilkarakteristika for et ru profil forbedres væsentligt med ruhedsmodel

vortexgeneratormodellen har den ønskede effekt men undersøges yderligere for generalisering

5.6 Referencer

- [5-1] Bak, C., Madsen, H. A., Fuglsang, P., Rasmussen, F. "Double Stall". Risø-R-1043(EN), Risø National Laboratory, Denmark, June, 1998.
- [5-2] Fuglsang, P., Antoniou, I., Dahl, K.S., Madsen, H.A. "Wind Tunnel Tests of the FFA-W3-241, FFA-W3-301 and NACA 63-430 Airfoil". Risø-R-1041(EN), Risø National Laboratory, Denmark, December, 1998.
- [5-3] Fuglsang, P., Dahl, K.S., Antoniou, I. "Wind Tunnel Tests of the Risø-A1-18, Risø-A1-21 and Risø-A1-24 Airfoils". Risø-R-1112(EN), Risø National Laboratory, Denmark, June, 1999.

- [5-4] Hansen M.O.L., Westergaard, C. "*Phenomenological Model of Vortex Generators*". IEA, Aerodynamics of Wind Turbines, 9th Symposium, Stockholm, December 11-12, 1995
- [5-5] Hellsten, A., Laine, S. "*Extension of the $k-\omega$ SST Turbulence Model for Flows over Rough Surfaces*". AIAA Paper 97-3577-CP, 1997.
- [5-6] Menter, F.R. "*Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows*", AIAA Paper 93-2906, 1993.
- [5-7] Michel, R. "*Etude de la Transition sur les Profils d'Aile; Etablissement d'un Critère de Determination de Point de Transition et Calcul de la Trainee de Profile Incompressible.*" Tech. Rep., ONERA, Report 1/1578A, 1951.
- [5-8] Michelsen, J. A. "*Block Structured Multigrid Solution of 2D and 3D elliptic PDE's*". Tech. Rep., AFM 94-06, Technical University of Denmark, 1994.
- [5-9] Michelsen, J. A. "*Basis3D - a Platform for Development of Multiblock PDE Solvers*". Tech. Rep., AFM 92-05, Technical University of Denmark, 1992.
- [5-10] Sørensen, N.N. "*General Purpose Flow Solver Applied to Flow over Hills.*" Ph.D. Thesis, Risø-R-827(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, June, 1995.
- [5-11] Wilcox, D.C. "*Turbulence Modeling for CFD*", DCW Industries, Inc., 1993.

6 Analyse af risikoen for flutter på vindmøllevinger – Morten H. Hansen og Helge Aagaard

Madsen

6.1 Indledning

Målet med dette kapitel er at belyse, om dynamisk instabilitet ved lave indfaldsvinkler er et problem eller kan blive det for fremtidige mølledesign. Under det aeroelastiske forskningsprogram har der været arbejdet med forskellige områder af denne problemstilling gennem de sidste par år, og der er nu grundlag for at præsentere de første resultater og konklusioner.

Dynamisk instabilitet ved lave indfaldsvinkler, også kaldet *flutter*, er et klassisk problem indenfor aeroelasticitet, som man har taget hensyn til ved design af fly og helikopterrotorer gennem årtier. Endda ved konstruktion af Nibe møllerne var man opmærksom på problemet. Spørgsmålet er, om det er eller kan blive et problem for moderne vindmøller? Hidtil har der været stor opmærksomhed omkring instabilitet i stallområdet [6-1] [6-2], hvor både stall-inducerede kantsvingninger og flapsvingninger har været et problem. Flutter optræder derimod ved lavere indfaldsvinkler på den lineære del af liftkurven. Det kan derfor være aktuelt for pitchregulerede møller i hele driftsområdet, og for stallregulerede møller ved lave vindhastigheder.

Flutter er en instabilitet for en vinge, hvor bevægelser i to frihedsgrader, flap og torsion, indgår. Endvidere er der en stærk dynamisk kobling mellem strømmingen og vingen gennem instationær aerodynamik.

De vigtigste parametre, som er bestemmende for om flutter optræder, er:

- Relativhastigheden mellem strømning og vingen (tiphastighed)
- Torsionsfrekvens i forhold til flapfrekvens
- Vingens tværsnitsparametre
 - ⇒ masse pr. længdeenhed
 - ⇒ kordevis beliggenhed af massecenter, CG
 - ⇒ kordevis beliggenhed af elastisk akse, EA
- Strukturel dæmpning

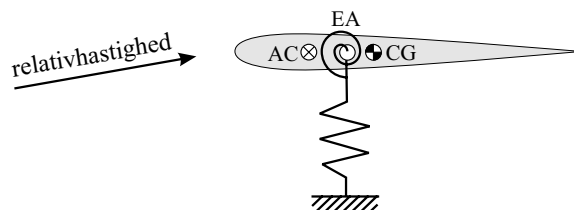
En undersøgelse af den kvantitative indflydelse fra de forskellige parametre er gennemført; dels med stabilitetsanalyse med en forenklet todimensionel model for en vingesektion, og dels med tidssimuleringer med det aeroelastiske program HawC for en hel mølle med 30 m vinger. Hovedresultatet af denne undersøgelse er, at flutter sandsynligvis ikke er et problem under normal drift for eksisterende vindmøller. Derimod bør man tage det med i designgrundlaget for nye større vinger, hvor designparametrene langsomt ændres, f.eks. mod større tiphastighed, lettere vinger eller lavere torsionsfrekvens i forhold til flapfrekvens.

flutter er sandsynligvis ikke et problem under normal drift for eksisterende vindmøller, men bør tages med i designgrundlaget for nye, større vinger

6.2 Fluttermekanismen og dens modellering

Til undersøgelse af flutterproblematikken for vindmøller er der benyttet to modeller: 1) en forholdsvis simpel todimensionel (2D) model for en vingesektion og 2) den aeroelastiske model HawC. For sidstnævnte henvises til [6-3], mens den simple model kort bliver introduceret her.

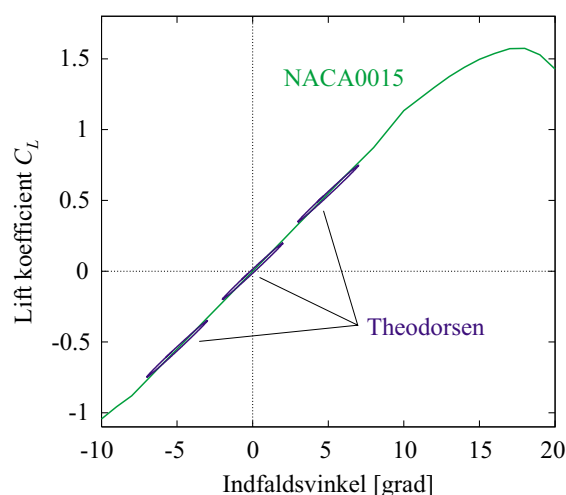
For at modellere flutter er det som minimum nødvendigt at inkludere den flapvise og torsionsvise bevægelse af vingesektionen [6-4]. De strukturdynamiske egenskaber af vingesektionen modelleres således ved en model med frihedsgraderne: *flap* og *torsion*. Vingesektionen betragtes ophængt i fjedre som skitseret på Figur 6-1. Væsentlige parametre i denne todimensionelle model er torsionsfrekvensen og forholdet mellem torsions- og flapfrekvensen, samt placering af massecenter (CG), elastisk akse (EA), og aerodynamisk center (AC).



Figur 6-1. Todimensionel model af vingesektion.

en stærk dynamisk kobling mellem strømning og vinge gennem instationær aerodynamik optræder ved flutter

Flutter optræder som følge af en stærk dynamisk kobling mellem strømning og vinge gennem instationær aerodynamik. Når en vinge svinger, ændres den cirkulation (opdrift), som vingeprofilet skaber. For at opretholde den totale cirkulation i strømningen afkastes hvirvler fra bagkanten af profilet, der har en styrke svarende til ændringen af cirkulationen. De afkastede hvirvler inducerer hastigheder omkring profilet således, at den effektive indfaldsvinkel ændres. Derved opstår en hysteresesløjfe, når man afbilder liftkoefficienten mod indfaldsvinklen, som vist i Figur 6-2. Hysteresesløjfens omløbsretning og form er bestemt af profilets svingningsamplitude og frekvens i forhold til relativhastigheden. En tilnærmet, analytisk model af denne instationære aerodynamik blev opstillet af Theodorsen i 30'erne [6-5].



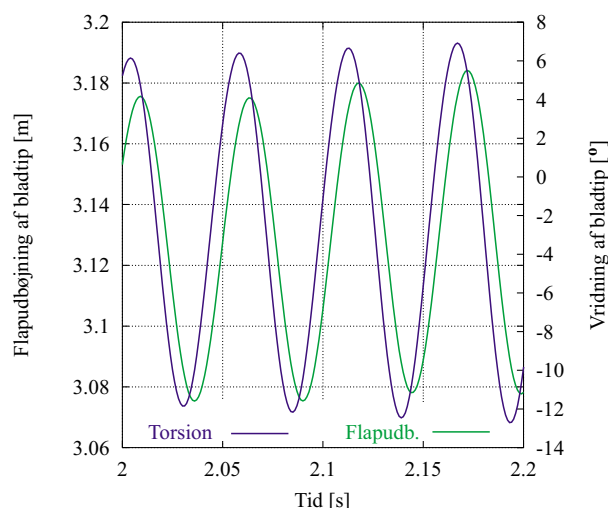
Figur 6-2. Hysteresesløjfer (blå) for liftkoefficienten beregnet med Theodorsens instationære potentialstrømningsløsning.

Theodorsens instationære potentialstrømningsløsning er udviklet for symmetriske profiler og for useparerede strømninger, dvs. ved lave indfaldsvinkler på den lineære del af liftkurven. Theodorsen udviklede modellen netop for at undersøge instabiliteter ved lave indfaldsvinkler på fly. Senere omskrivninger af Theodorsens model [6-6], der simplificerer stabilitetsanalysen, er benyttet til denne 2D model.

Stabilitetsanalysen med 2D modellen og tidsimuleringer med HawC viser, at flutter kan opstå for vinger med uheldig strukturdynamik, når relativhastigheden

ved vingesektionen overstiger en vis mindste værdi, flutterhastigheden (også kendetegnet ved en kritisk tip hastighed for vingen). Både 2D modellen og HawC viser, at en fluttersvingningsform med stort indhold af torsion og flap bliver exciteret ved flutterhastigheden. Figur 6-3 viser tidsserier for en instabil svingning af en vinge. Udover det store torsionsindhold ses det, at torsions- og flapbevægelsen i denne fluttersvingningsform er faseforskydet således, at profillet pitch'er op lidt før flapbevægelsen. I mekanismen bag flutter er denne faseforskel og hysteresen på liftkoefficienten af stor betydning.

ved en kritisk tip hastighed kan en kombineret flap- og torsionssvingningsform exciteres, hvis vingen har en uheldig struktur dynamik



Figur 6-3. Eksempel på indholdet af flap og torsion for en vinge, der er udsat for flutter. Tidsserierne er beregnet for en 30 meter vinge med HawC.

Den simple 2D model har de fordele, at man kan gennemføre parameterstudier i stabilitetsanalysen, og at disse kan valideres mod kendte 2D studier af flutter [6-4]. Fra analysen kan stabilitetsgrænsen for vingesektionen direkte beregnes ud fra et egenværdiproblem formuleret ved de opstillede bevægelsesligninger. Analysen foretages med dimensionsløse parametre, hvorved dens resultater bliver mere generelle.

Bestemmelse af flutterhastigheden for en hel vinge med HawC baseres på tidssimuleringer for at se, om svingningerne vokser eller dæmpes. Den instationære aerodynamik modelleres i HawC med Beddoes-Leishman modellen [6-7], som udover at kunne modellere stalhysterese også modellerer den instationære aerodynamik i det lineære område helt analogt til Theodorsens potentialstrømløsning. Struktur dynamikken i HawC modelleres ved finite-element metoden baseret på bjælkeelementer. For vingen betyder det, at der for hvert element specificeres alle tværsnitsdata, der er vigtige for flutter.

6.3 Hvad er de kritiske parametre for stabiliteten?

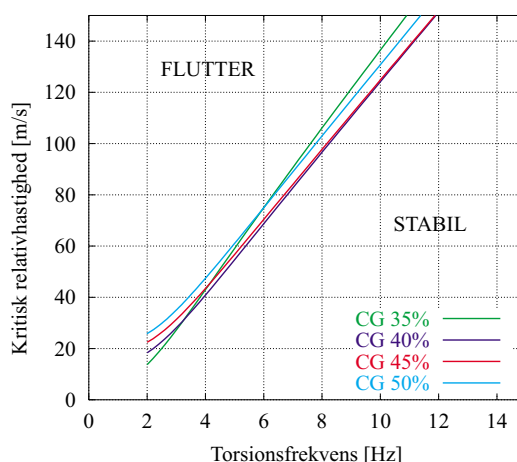
I det følgende vises nogle eksempler på stabilitetsdiagrammer. De illustrerer stabiliteten af en vingesektion statisk ligevægt som funktion af relativhastigheden og forskellige udvalgte parametre. Stabilitetsdiagrammerne er angivet med dimension for at give en forståelse af størrelsesordener. Parameterstudierne tager udgangspunkt i typiske parametre for en vingesektion med en korde på 1 meter. Det skal bemærkes, at effekten af strukturel dæmpning ikke er medtaget i disse eksempler, men stabilitetsanalysen viser, at dæmpningen har en stabiliserende effekt. I alle eksemplerne er AC placeret i 25 % og EA i 30 %.

torsionsfrekvensen er en vigtig parameter for sikkerheden mod flutter, jo lavere jo mere kritisk

Effekten af reduceret torsionsfrekvens

Figur 6-4 viser den kritiske relativhastighed som funktion af torsionsfrekvensen ved fastholdt flapfrekvens på 1.79 Hz. Kurverne svarer til forskellige placeringer af CG. I dette tilfælde er det tilsyneladende mest kritisk med CG i 40 %.

Det ses, at torsionsfrekvensen er en vigtig parameter for stabiliteten, jo lavere jo mere kritisk. Den dimensionsløse stabilitetsanalyse, som er basis for Figur 6-4, viser, at forholdet mellem flap- og torsionsfrekvensen er mest betydende. Således kan flutter forekomme ved højere torsionsfrekvens, hvis flapfrekvensen er højere. Måske kan flutter derfor opstå ved en instabil kobling mellem første torsions- og anden flapsvingningsform, som har højere egenfrekvens men samtidig også højere strukturel dæmpning. En analyse af hvilken modalkobling, der er mest kritisk for en specifik vinge, kan foretages på basis af den dimensionsløse stabilitetsanalyse, hvis vingens egenfrekvenser og dæmpning kendes.

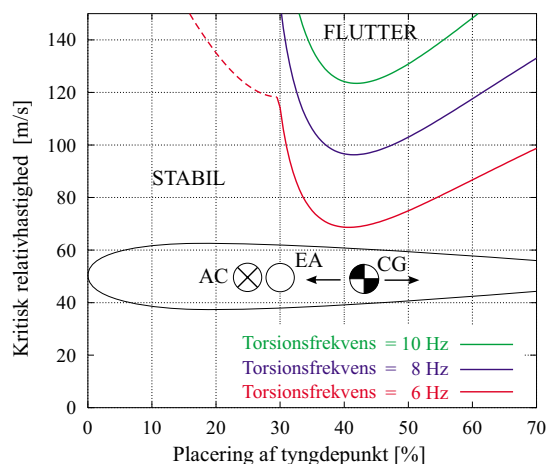


Figur 6-4. Kritisk relativhastighed som funktion af torsionsfrekvens for forskellige placeringer af CG, men med fastholdt flapfrekvens på 1.79 Hz og EA placeret i 30 %.

placeres CG foran AC kan flutter ikke optræde

Effekten af massecenterforskydning

Figur 6-5 viser den kritiske relativhastighed som funktion af massecenterets placering for forskellige torsionsfrekvenser og fastholdt flapfrekvens på 1.79 Hz. Det ses her mere tydeligt, at den mest kritiske placering af CG er omkring 40 % i dette eksempel. Bemærk, at alle kurver har en lodret asymptote ved AC i 25 %. Hvis CG placeres foran AC kan flutter ikke optræde, derimod kan en statisk instabilitet (*divergens*, hvor vingen ”vrides” af de aerodynamiske kræfter) optræde, hvis AC er placeret foran den EA. En grænse for den statiske instabilitet er markeret med en stiptet kurve for torsionsfrekvensen lig med 6 Hz.

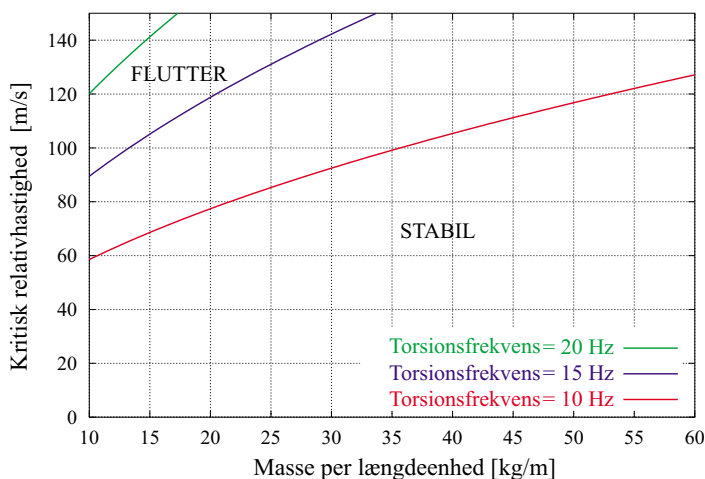


Figur 6-5. Kritisk relativhastighed som funktion af massecenterets placering for forskellige torsionsfrekvenser, men med fastholdt placering af EA i 30 % og AC i 25 %.

Effekten af reduceret masse

En anden vigtig parameter for en vingesektions stabilitet er masseforholdet mellem luft og vinge. Generelt øges effekten af de aerodynamiske kræfter på en vinge, når dens masse reduceres. Figur 6-6 viser den kritiske relativhastighed som funktion af vingesektionens masse pr. længdeenhed for forskellige torsionsfrekvenser. Det ses, at stabilitetsgrænsen reduceres for reduceret masse. Derudover viser Figur 6-6, at denne effekt er størst for vinger med højere torsionsfrekvens. Effekten af reduceret masse per længdeenhed viser, at den yderste (og letteste) del af vingen, hvor også relativhastigheden er størst, er nærmest grænsen til flutter.

effekten øges af de aerodynamiske kræfter på en vinge, når dens masse reduceres



den yderste (og letteste) del af vingen, hvor også relativhastigheden er størst, er nærmest grænsen til flutter

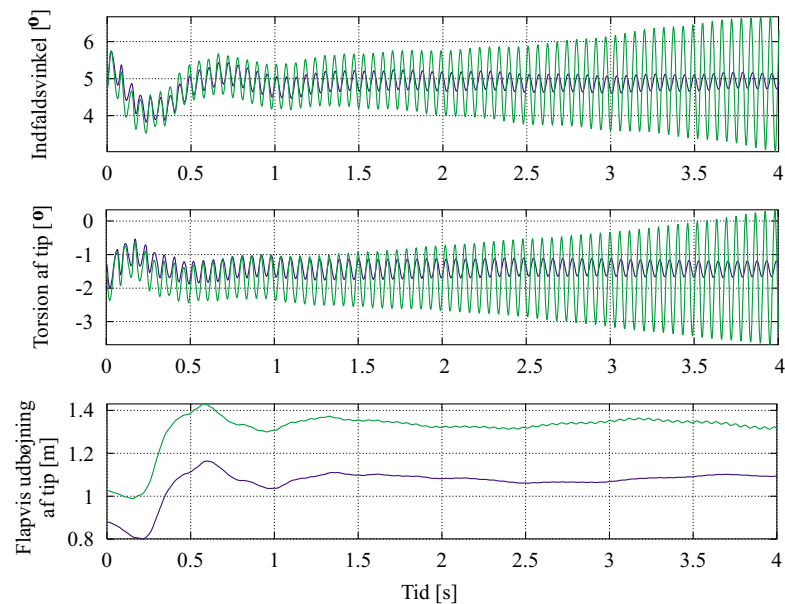
Figur 6-6. Kritisk relativhastighed som funktion af massen pr. længdeenhed for forskellige torsionsfrekvenser.

6.4 Eksempler på flutter for en hel vinge

Stabilitetsdiagrammerne danner grundlag for eksempler på flutter for en typisk vinge modelleret med HawC. Modellen tager udgangspunkt i et modificeret 30 meter blad. Egenfrekvenser af første flap- og første torsionssvingningsformer er

henholdsvis 1.18 Hz og 17.3 Hz, og massen pr. længdeenhed ved radius 25 m er 90 kg/m. Effekten af strukturel dæmpning og massemidtpunktets placering i forhold til elastisk akse undersøges med forskellige eksempler. I alle eksempler er turbulent og shear i vindfeltet udeladt.

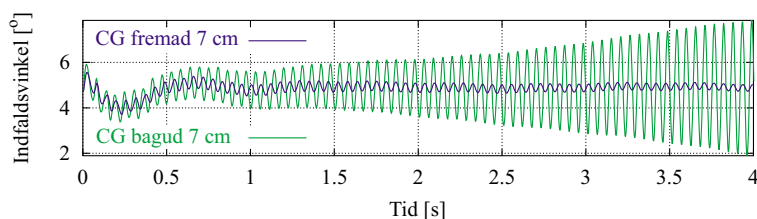
Først et eksempel på flutter for et blad, hvor CG er sammenfaldende med EA og de logaritmiske dekrementer for den første flap- og torsionssvingningsform er henholdsvis 2.0 % og 7.3 %. Figur 6-7 viser tidsserier af indfaldsvinkel, torsionsvinkel og flapvis udbøjning for bladet ved to forskellige tiphastigheder. De blå kurver svarer til en tiphastighed på 90 m/s, hvor de transiente svingninger dør ud. Bladet indfinder sig i en stabil bevægelse med lille amplitude bestemt af tidsvarierende kræfter, som i dette tilfælde 1P tyngdepåvirkningen. De grønne kurver svarer til en tiphastighed på 105 m/s, hvor de transiente svingninger ikke dør ud, men vokser med tiden. Instabiliteten forekommer ved en lav indfaldsvinkel (omkring 5°), og betegnes derfor som flutter.



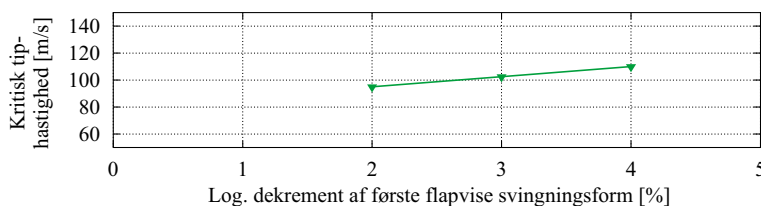
Figur 6-7. Flutter af modificeret 30 meter vinge beregnet med HawC. Blå og grønne kurver svarer til tiphastigheder på hhv. 90 m/s og 105 m/s. Fra oven: Indfaldsvinkel ved radius 25 m, torsion og flapvis udbøjning af tippen.

7 cm flytning af CG kan være nok til at undgå flutter

Fra 2D modellen vides det, at flutter kan afhjælpes ved flytning af CG (jvf. Figur 6-5). Figur 6-8 viser to tidsserier af indfaldsvinklen for samme blad ved samme tiphastighed, men med forskellige placeringer af CG. Tiphastigheden er 105 m/s svarende til Figur 6-7, hvor vingen er i flutter. Figur 6-8 viser imidlertid, at flutter undgås, hvis CG flyttes 7 cm fremad mod forkanten, men ikke hvis CG flyttes bagud 7 cm. Denne effekt er kendt, og bruges til stabilisering af bl.a. vindfaner og rotorflader på fly.



Figur 6-8. Flutter af modificeret 30 meter vinge beregnet med HawC. De blå og grønne kurve svarer til CG placeret 7 cm hhv. foran og bagved EA. For begge kurver er tip hastighed = 105 m/s.



Figur 6-9. Kritisk tiphastighed som funktion af strukturel dæmpning af første flapsvingningsform for en modificeret 30 meter vinge. For de tre punkter (for 2 %, 3 % og 4 % flapvis dæmpning) er første torsionssvingningsform dæmpet 7.3 %, 8.4 % og 9.5 %. Estimeret fra HawC-beregninger.

Strukturel dæmpning har kun en lille effekt på den kritiske tiphastighed. Figur 6-9 viser den kritiske tiphastighed som funktion af strukturel dæmpning for første flapsvingningsform. Den strukturelle dæmpning af første torsionssvingningsform ændres også, når den flapvis dæmpning ændres. Således er vingen dæmpet 7.3 %, 8.4 % og 9.5 % i torsion for 2 %, 3 % og 4 % flapvis dæmpning. Den kritiske tiphastighed øges kun 15 % ved fordobling af det logaritmiske dekrement for første flapsvingningsform og forøgelse på 30 % for første torsionsvingningsform. Forøgelse af dæmpning i en vinge synes således ikke at være den mest effektive metode til afhjælpning af flutter.

Ved problemet med stallinducerede kantsvingninger [6-8] er strukturel dæmpning og ændring af vingens profilegenskaber effektive midler til afhjælpning af instabiliteter, fordi de ændrer direkte ved forholdet mellem aerodynamisk og strukturel dæmpning. Principielt er det forkert at tale om aerodynamisk dæmpning ved flutter, idet denne instabilitet ikke kan beskrives ved et regnestykke mellem dæmpningsforhold. Flutter opstår pga. et uheldigt samspil mellem de aerodynamiske kræfter i det lineære område og vingens masse, dæmpning, og stivhed. Grunden til at strukturel dæmpning ikke har samme effekt på flutter er, at den ikke har stor nok indflydelse på dette samspil. Kantlister til ændring af vingens profilegenskaber kan heller ikke afhjælpe flutter, fordi de ikke har større indflydelse på den lineære del af liftkurven, hvor flutter opstår.

forøgelse af strukturel dæmpning i en vinge synes ikke at være den mest effektive metode til afhjælpning af flutter

ændring af vingens profilegenskaber kan heller ikke afhjælpe flutter

6.5 Konklusion

Mekanismen bag flutter er væsentlig forskellig fra mekanismen bag stallinducerede svingninger. De problemer med stallinducerede svingninger, som er set ved stallregulerede vindmøller, kan i visse tilfælde løses ved at ændre vingens aerodynamiske egenskaber, for eksempel med påsætning af kantlister på dens forkant. Problemer med flutter kan ikke løses ved ændring af de aerody-

overvejelser omkring sikkerhed mod flutter skal ligge i designfasen

detaljerede tværsnitsdata skal være tilgængelige for at afgøre en vinges sikkerhed mod flutter

effekten af de højere flapsvingningsformer, store ud-bøjninger, rotores dynamik, osv. bør undersøges nærmere i fremtiden

namiske egenskaber. Det kræver en ændring af vingens strukturdynamiske egenskaber, for eksempel ved flytning af massecenteret eller øgning af torsions-eigenfrekvensen. Derfor er det vigtigt at gøre sig overvejelser omkring sikker margin mod flutter allerede i designfasen.

Den nuværende udvikling kunne medføre, at tip hastigheder for f.eks. off-shore møller nærmer sig 100 m/s, hvilket ikke er langt fra den kritiske værdi for vinger med lav torsionseigenfrekvens. Det er dog svært at give et generelt svar på, hvor langt eksisterende vinger er fra flutter under normal drift, fordi det er influeret af mange parametre. Men det er muligt med HawC at undersøge en given vinges sikkerhed mod flutter, hvis detaljerede tværsnitsdata for vingen er tilgængelige. Et godt fingerpeg kan dog opnås, hvis vingens modalegenskaber kendes, dvs. egenfrekvenser, logaritmiske dekrementer og svingningsformer. Endelig bør det nævnes, at flutterfænomenet kan være mere komplekst end modelleret i denne analyse. Effekten af de højere flapsvingningsformer, store ud-bøjninger, rotores dynamik, osv. bør undersøges nærmere i fremtiden.

6.6 Referencer

- [6-1] Thomsen, K., Petersen, J.T., and Thøgersen, M., "*Vingers svingningsformer er vigtige for kantsvingninger*". Resultatblad AED-RB-8, Aeroelastisk Design, Afd. for Vindenergi og Atmosfærefysik, Forskningscenter Risø, Marts 1999.
- [6-2] Thomsen, K. and Petersen, J.T., "*Risikoen for kantsvingninger kan kortlægges med en exciter*". Resultatblad AED-RB-9, Aeroelastisk Design, Afd. for Vindenergi og Atmosfærefysik, Forskningscenter Risø, Sept. 1999.
- [6-3] Petersen, J.T., "The aeroelastic code HawC – model and comparisons", in *State of the Art of Aeroelastic Codes for Wing Turbine Calculations*, B.M. Pedersen, ed., vol. Annex XI, Lyngby, April 1996, International Energy Agency, Technical University of Denmark, pp. 129—135.
- [6-4] Bisplinghoff, R., Ashley, H., and Halfman, R., 1955, "*Aeroelasticity*". Dover Publications.
- [6-5] Theodorsen, T., 1935, "*General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter*". NACA Report 496, pp. 413-433.
- [6-6] Poirel, D.C. and Price, S.J., 1997, "*Post-instability behavior of a structurally nonlinear airfoil in longitudinal turbulence*". *Journal of Aircraft*, Vol 34(5), pp. 619-626.
- [6-7] Leishman, J.G. and Beddoes, T.S., "*A generalised model for unsteady airfoil behaviour and dynamic stall using the indicial method*". Presented at the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington D.C., June 1986.
- [6-8] Petersen, J.T., Thomsen, K. and Madsen H.Aa., "*Kantlister kan kontrollere kantsvingninger*". Resultatblad AED-RB-6, Aeroelastisk Design, Afd. for Vindenergi og Atmosfærefysik, Forskningscenter Risø, April 1998.

7 EllipSys udvikling – Jess Michelsen og Niels Sørensen

7.1 Introduktion

EllipSys koden, som findes i separate 2D og 3D versioner, er udviklet indenfor de sidste 8 år i samarbejde mellem Institut for energiteknik, DTU og forskningscenter Risø, Michelsen og Sørensen [7-1], [7-2], [7-3] og [7-4].

Koderne er baseret på de Reynolds-midlede inkompressible Navier-Stokes ligninger, skrevet for primitive variable, dvs. hastigheder og tryk. Turbulens er modelleret via to-lignings modeller, der findes pt. lineære og ulineære varianter af k-epsilon og k-omega modeller.

Der benyttes tryk-hastighedskobling, SIMPLE eller PISO, på generelt kurvelignært net. Løsning af Poisson ligningen er accelereret via en multigrid metode. Højere ordens upwinding skemaer, SUDS og QUICK, er implementeret som eksplicitte korrektioner til et førsteorden upwind skema.

Ved beregninger, hvor der findes en stationær løsning, kan kodernes mulighed for at benytte lokalt tidskridt med fordel benyttes. Ofte vil lokalt tidskridt med fordel kunne kombineres med kodernes mulighed for at afvikle en netsekvens, hvor man starter løsningen på en grov version af nettet for derefter gennem gentagne netforfininger endelig at løse på det givne net. Til brug ved tidstro beregninger kan ovenstående teknikker ikke benyttes. Istedet benyttes her en dual-timestepping eller subiterations teknik, der er 2.ordens nøjagtig i tiden, se Sørensen og Michelsen [7-5].

Med henblik på forøget geometrisk fleksibilitet er der anvendt en multiblok teknik. Specielt med henblik på beregning af kaskader, herunder rotor, kan koderne håndtere ligningerne på polær form med implicit behandling af randbetingelser ved de cykliske rande, så man f.eks. kun behøver at regne på den ene vinge i en rotor. Således håndteres ligningerne ved en cyklisk rand præcis som ved en indre interface mellem to netblokke Michelsen [7-4].

EllipSys er en inkompressible multiblok finite volume kode, der er velegnet til rotor og profil strømninger

7.2 Parallelliserbar Poisson løser

Løsning af Poisson ligningen for trykkorrektion, som foretages i hvert tidskridt, har hidtil været foretaget med en Schwarz alternerende metode, koblet med multigrid acceleration Michelsen [7-3]. Denne metode har ifølge Amdahls lov ikke et tilstrækkeligt højt parallelt potentiale. Der er derfor udviklet en ny Poissonløser, baseret på en ikke-overlappende Domain Decomposition metode. Således kan der løses samtidigt på alle blokke. For hver iteration løses ligningen i hver blok med Robin randbetingelser, fulgt af blok til blok kommunikation, hvorefter der løses med Dirichlet randbetingelser for hver blok, igen fulgt af kommunikation. Såvel blok løsningen som kommunikationen er parallelliserbar. Den skalare effektivitet er sammenlignelig med effektiviteten af den hidtidige løser Michelsen [7-7].

der er udviklet en Poisson løser med gode paralleliseringssegenskaber

7.3 Parallellisering

EllipSys koderne er i deres fulde længde omskrevet til Fortran 95, dels med henblik på fremtidssikring, dels med henblik på øget bruger og udviklingsvenlighed. Således er al lagerstyring i EllipSys nu dynamisk. Herefter er al kommunikation skrevet om til en lagdelt form, via Message Passing Interface (MPI). Ved udvikling af nye modeller o. lign. skal man således ikke beskæftige sig direkte med MPI. Ved skift mellem sekventielle og parallel maskiner udskiftes

EllipSys skalerer fint ved afvikling på mange processorer, og har en effektivitet på 0.82 på 32 processorer

blot en enkelt fil, som indeholder EllipSys' interface til MPI. EllipSys3D har været afprøvet på flere forskellige paralleldatamater, dels med fordelt lager og dels med fælles lager. Det afgørende for effektiviteten af beregningen er kommunikationshastigheden mellem de enkelte lagerdele. Således kræver EllipSys på maskiner med fordelt lager, at der er en hardware switch tilstede, som f.eks. på IBM SP2. Sådanne clusters er ikke interessante.

Med henblik på rotor beregninger er der udført tidsmålinger for LM 19.1 bladet med 2 millioner netceller. Disse har været fordelt i dels 8 blokke a $64 \times 64 \times 64$ celler, dels i 64 blokke a $32 \times 32 \times 32$ celler. Som vist i Tabel 7-1 og Tabel 7-2 er der tale om næsten lineær parallel speedup. Således forøges regnehastigheden med en faktor 1.97 for hver fordobling af processor antallet i det første af de to tilfælde.

Tabel 7-1. Beregningstid for net med 8 blokke a $64 \times 64 \times 64$ celler.

#Processorer	Wall Time	Speedup	Efficiency
1	5210.7	1.00	1.000
(2)	-	-	-
3	1342.7	3.88	0.970
4	681.5	7.65	0.956

Tabel 7-2. Beregningstid for net med 64 blokke af $32 \times 32 \times 32$ celler.

# Procs	Wall Time	Speedup	Efficiency
1	5668.2	1.00	1.000
(2)	-	-	-
4	1411.8	4.01	1.003
8	746.9	7.59	0.494
16	396.3	14.30	0.894
32	216.4	26.19	0.818

7.4 Netgenerering

der er udviklet forskellige hyperbolske netgeneratorer til brug i 2- og 3-D

Genereringen af nettene til beregninger omkring profiler og rotor er en stadig tilbagevendende problematik. For 2D profil strømninger forefindes en hyperbolsk netgenerator HypGrid2D der er beskrevet i Sørensen [7-5], denne metode er utrolig hurtig og giver net af meget høj kvalitet.

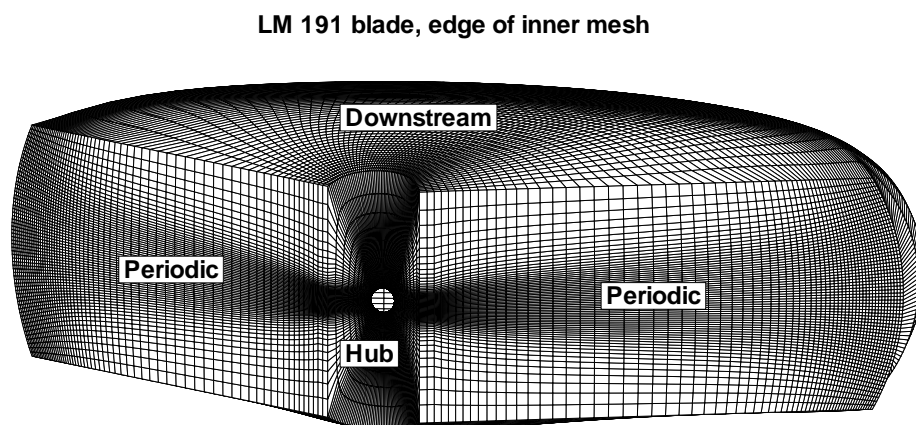
I 3D er problemet noget mere komplekst og netgenereringen er ikke så automatiseret og kræver en del mere ekspertise af brugeren end i 2D. Der er blevet arbejdet med forskellige metoder og topologier. På Risø er der blevet brugt en O-H-H nettopologi som beskrevet i Sørensen og Michelsen [7-6], hvor der genereres en indre O-H topologi omkring bladet med en 3D hyperbolsk netgenerator (HypGrid3D). Herefter genereres det ydre fjernfeltsnet i form af en H-topologi. Den ydre H-topologi genereres skiftevis for konstant radius med 2D netgeneratoren HypGrid2D. Den valgte O-O-H-topologi giver et net, der følger strømmingen godt og har derfor lav numerisk dissipation, men topologien har visse begrænsninger i mulighederne for at modellere den faktiske tipform.

Der er derfor også blevet arbejdet med andre topologier. På DTU er der til generering af net omkring aerodynamiske (eksterne) konfigurationer af ikke for høj geometrisk kompleksitet ligeledes blevet udviklet en hyperbolsk netgenererings metode. Nettet beregnes et lag ad gangen, startende fra konfigurationens overflade og marcherende udad. Der benyttes et system af to ligninger i 2D og 3D,

hvoraf en ligning beskriver netcellernes volumen og de resterende ligninger beskriver nettets vinkler, som tilstræbes vinkelrette. Disse ligninger omskrives til en form, hvor der løses for netkoordinaterne. Med henblik på at håndtere irregulære bloksammenhænge er der udviklet en ny type kunstig dissipation, som benytter dels en upwind diskretisering af netgenereringsligningerne, dels indeholder et Laplace led, der via skalering automatisk får indflydelse i nettets fjernfelt, hvor upwind dissipationen ikke er effektiv Michelsen, [7-8].

For rotorers vedkommende er de cykliske rande i modstrid med selve grundideen bag hyperbolsk net generering, idet cykliske rande medfører betingelser for, hvor det sidste lag netceller skal ende. Denne konflikt er løst ved lag for lag at vægte det hyperbolske net med et net, der er interpoleret mellem sidste lag og den endelige position, foreskrevet via de cykliske betingelser. Figur 7-1 og Figur 7-2 viser en typisk topologi af nettet omkring et rotorblad med periodiske randbetingelser, her for en trebladet rotor.

der blevet arbejdet med en udvidelse af de hyperbolske netgeneratorer der tillader kontrol af yderrandens position



Figur 7-1. Randen af det indre O-O-net omkring et LM19.1 blad. De plane flader i op- og nedstrøms retning er 5 meter fra rotorplanet.

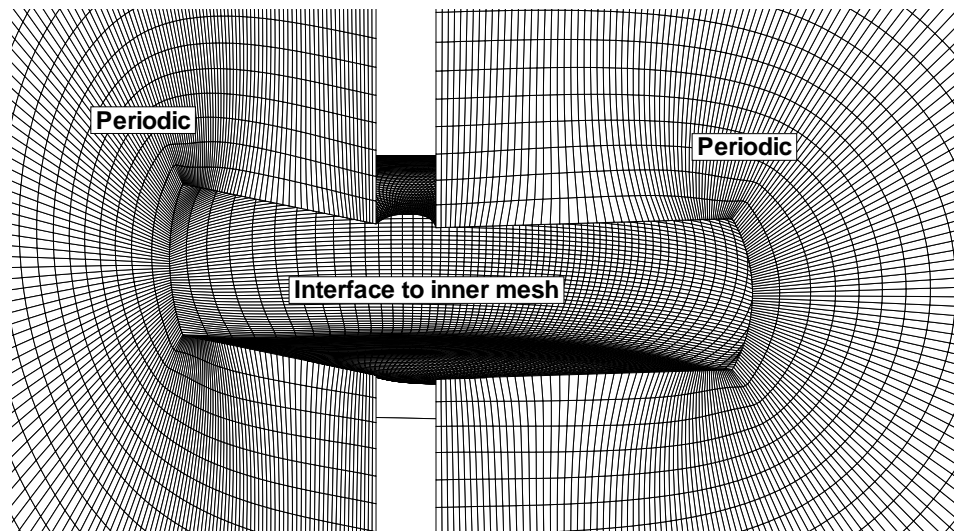
7.5 Konklusion

Der er gennem de seneste cirka 8 år udviklet et CFD værktøj EllipSys2D/3D. Koderne har til stadighed gennemgået en kraftig udvikling, og er i dag state of the art, med multiblok faciliteter, 2.ordens tidsnøjagtighed, multigrid accelereret trykløsning og gridsekvens. Som beskrevet i ovenstående er koderne tillige paralleliseret med MPI til afvikling på computere med fordelt lager.

Koderne har gennem de seneste år vist en lang række udmærkede resultater indenfor aerodynamik af profiler og rotor, og indenfor aeroelasticitet af profiler.

Der er ligeledes forskellige aktiviteter igang der yderligere vil forbedre programmets muligheder: transitionsmodellering i 3D, mulighed for deformerende net, implementering af computational aero acoustics etc.

Desuden er der blevet arbejdet med netgenererings problematikken, hvor der er udviklet en serie 2- og 3-D programmer specielt til generering af net omkring profiler og rotor.



Figur 7-2. Detalje af det ydre H-O-net omkring et LM19.1 blad.

7.6 Referencer

- [7-1] Michelsen, J.A., "*Basis3D - a Platform for Development of Multiblock PDE Solvers*". Technical Report AFM 92-05, Technical University of Denmark, 1992.
- [7-2] Sørensen, N.N., "*General Purpose Flow Solver Applied to Flow over Hills*". Risø-R- 827-(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, June 1995.
- [7-3] Michelsen., J.A., "*Block structured Multigrid solution of 2D and 3D elliptic PDE's*". Technical Report AFM 94-06, Technical University of Denmark, 1994.
- [7-4] Michelsen., J.A., "*General curvilinear transformation of the Navier-Stokes equations in a 3D polar rotating frame.*", Technical Report AFM 98-01, Technical University of Denmark, 1998.
- [7-5] Sørensen N.N. and Michelsen., J.A., "*Aerodynamic Predictions for the Unsteady Aerodynamics Experiment Phase-II Rotor at The National Renewable Energy Laboratory*", AIAA Paper 2000-0037.
- [7-6] Sørensen, N.N., "*HypGrid2D a 2-D Mesh Generator*", Risø-R- 1035-(EN), Risø National Laboratory, Roskilde, Denmark, March 1998.
- [7-7] Michelsen., J.A., "*Parallel Poisson solver using a non-overlapping Schwarz Alternating Method*", in preparation.
- [7-8] Michelsen., J.A., "*Three-Dimensional Hyperbolic Mesh Generation with Laplacian Smoothing*", in preparation.

8 Implementering af delmodeller i HawC

– Jørgen Thirstrup Petersen og Torben Juul Larsen

I nærværende projekt er der løbende i perioden 1999-2000 udviklet og implementeret forskellige delmodeller i Risø's aeroelastiske beregningsprogram, HawC [8-1]. Arbejdet er oftest initieret for at imødekomme et aktuelt behov, enten i forbindelse med forskningsopgaver eller i forbindelse med anvendelse i industrien. Udvidelserne baserer sig på grundelementerne i det oprindelige beregningsprogram, som ikke er ændret væsentligt. Grundlæggende kan udvidelserne kategoriseres som modeller for laster (bølgelast og last fra vindstød), reguleringslaster (mekanisk og aerodynamisk bremse), dæmpningslaste (masse-dæmpere i tårn og nacelle) samt som effektreguleringsmodeller (pitchregulering og aktiv stallregulering). Verifikation af modellerne er foregået i forbindelse med anvendelse i de projekter, der har initieret udviklingen.

delmodeller er udviklet og implementeret i forbindelse med aktuelle opgaver

8.1 Model for bølgelast på tårn

Ved offshore-placering af større møller kan det være vigtigt at medtage bølgepåvirkning på fundamentet i lastberegningen, som skitseret i Figur 8-1. Generelt kan det siges, at betydningen af bølgelasterne øges i takt med vanddybden og mindskes i takt med øget fundamentsstivhed.

Tidligere har de anvendte fundamenter til offshore-møller været så stive (gravitationsfundamenter), at man har kunnet antage, at bølgelasten kun har haft indflydelse på selve fundamentet. Men i tilfælde, hvor man anvender mere fleksible fundamentstyper, vil denne antagelse måske ikke holde. Øget fleksibilitet kan betyde, at bølgelasterne vil kunne "mærkes" længere oppe i møllen, hvorved det samlede respons vil afhænge af fordelingen af både bølge- og vindlast.

fordelt bølgelast på den del af tårnet (fundamentet), der omgives af vand

I forbindelse med EFP-99 projektet *Vindmøller på havet*, er der udviklet et selvstændigt program til beregning af bølge- og strømlaster på en offshoreplaceret vindmølle.

Formålet har primært været at skabe et værktøj, der kan benyttes til at undersøge, hvorvidt bølgelaster betyder noget for vindmøllens dynamik, samt – i givet fald – at identificere hovedparametrene i lastbestemmelsen.

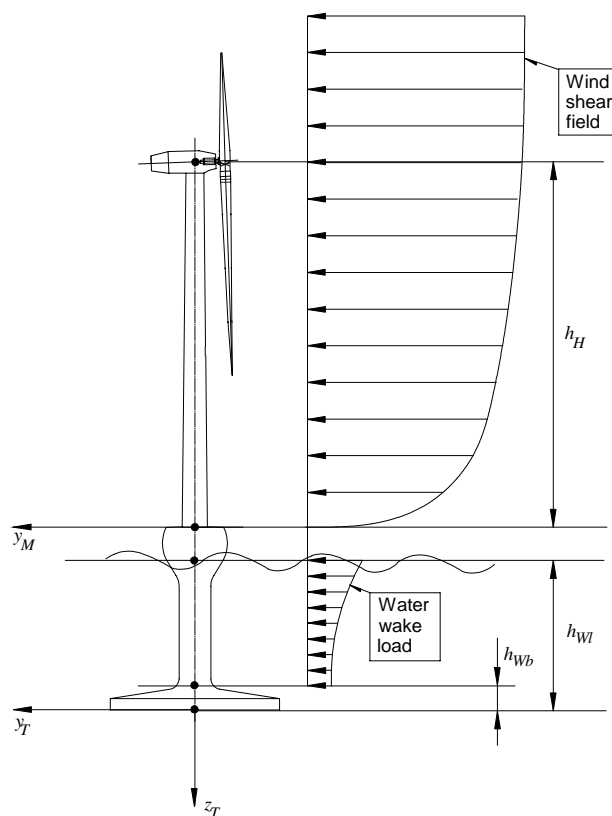
Bølgeberegning

Ved tidssimuleringen af bølgerne antages lineær bølgeteori at kunne anvendes [8-2], og bølgerne beskrives som værende sinusformede, som skitseret i Figur 8-2. Til beregning af bølgeelevationens tidslige variation omkring middelvandstands niveauet (MWL), angivet ved h_{WL} i Figur 8-1, benyttes Shinozuka's metode [8-3] for en éndimensionel stokastisk proces baseret på en spektral beskrivelse af bølgefeltet.

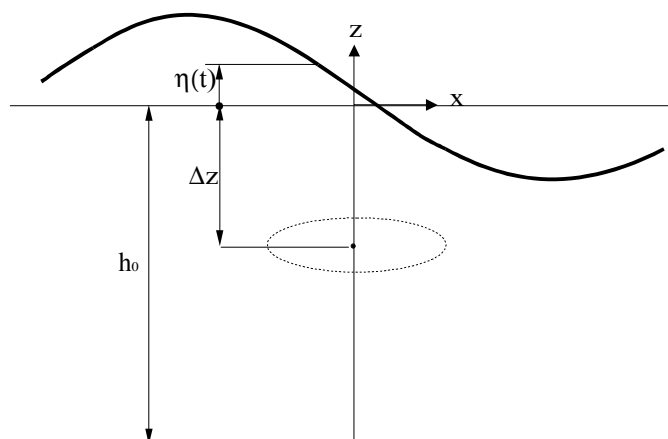
tidsdomænemodel for bølgelast baseres på spektralmodel og teori for stokastiske processer

De horisontale partikelhastigheder samt accelerationer beregnes efter 1. ordens lineær bølgeteori for hver frekvens, der indgår i beregning af bølgeelevationen, og bidragene fra de enkelte frekvenser summeres.

Til strækning af bølgeprofilen fra middelvandstands niveauet, angivet ved h_{WL} , til bølgeoverfladen benyttes enten Wheeler metoden [8-4] eller lineær ekstrapolation af profilen for horisontal partikel hastighed og acceleration.



Figur 8-1. Fordelt bølge- og vindlast på tårn og fundament. h_{wl} angiver middelvandstands niveauet og h_{wb} den del af fundamentet, der er nedsænket i havbunden.



Figur 8-2. Illustration af partikelbevægelse ved sinusformet bølge. Den viste x -akse er tegnet ved middelvandstands niveauet, h_{wl} .

Beregningseksempel

For at give et indtryk af betydningen af bølgelast i forhold til vindlast er der foretaget beregninger for en 1.8 MW mølle, som er tænkt opstillet ved Horns Rev.

Mølledata:

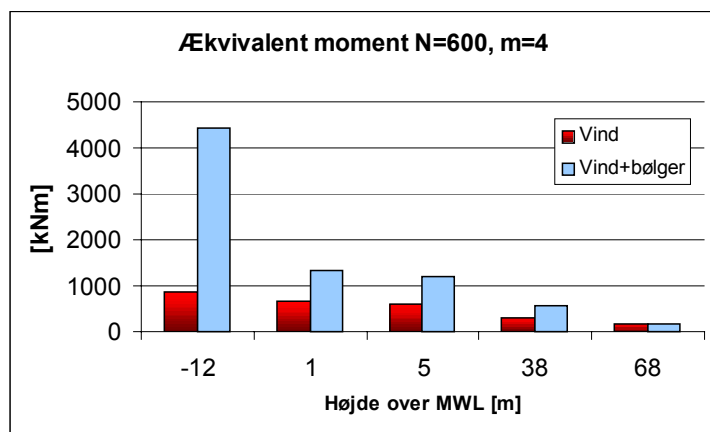
- 3 bladet, 1.8 MW
- Stall regulering
- 67 m rotordiameter, 68 m navhøjde
- Rotations hastighed 15.9 rpm
- Betonfundament, 5m diameter
- Vanddybde 12 m

eksempel viser, at det kan være vigtigt, at inkludere bølgelasten ved bestemmelse af tårnets respons

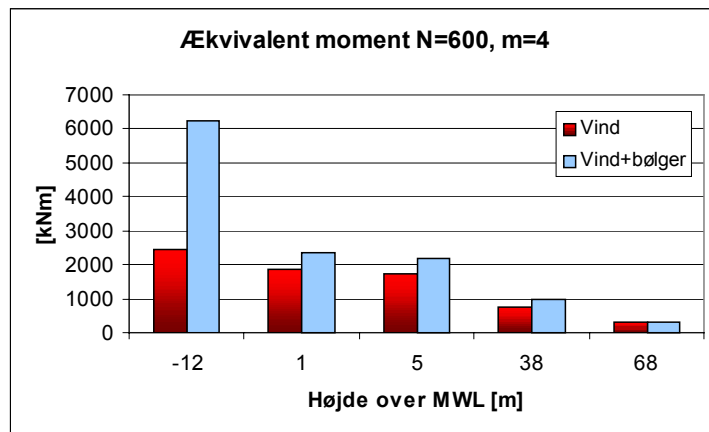
Tabel 8-1. Modalformer og egenfrekvenser for beregningseksemplet.

Modalform	Egenfrekvens [Hz]
1. tårn tværs	0.418
1. tårn langs	0.419
1. rotor torsion	0.805
1. asym. rotor (yaw)	0.979
1. asym. rotor (tilt)	1.000
1. sym. rotor (flap)	1.067
1. kant	1.857

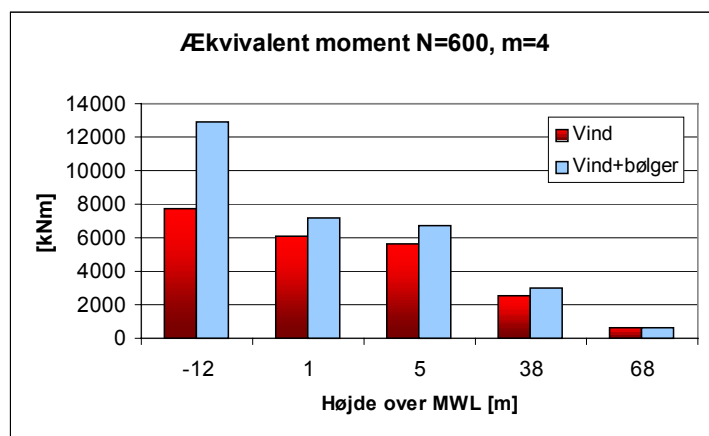
I Figur 8-3, Figur 8-4 og Figur 8-5 illustreres betydningen af bølgelast i forhold til vindlast ved 3 forskellige vindhastigheder. Figureerne viser det ækvivalente 1 Hz bøjningsmoment i tårntværsnit som funktion af snittets placering relativt til middelvandstandsniveauet. Ækvivalentmomenterne er baseret på 10 minutters simuleringer, og den anvendte Wöhler-kurve eksponent er $m=4$.



Figur 8-3. Tårnbøjningsmoment under drift ved 8 m/s, signifikant bølgehøjde $H_s = 1.3$ m, (max. bølgeenergi ved 0.28 Hz).



Figur 8-4. Tårnbøjningsmoment under drift ved 15 m/s, signifikant bølgehøjde $H_s = 2.4$ m, (max bølgeenergi ved 0.18 Hz).



Figur 8-5. Tårnbøjningsmoment under drift ved 24 m/s, signifikant bølgehøjde $H_s = 5.0$ m, (max bølgeenergi ved 0.13 Hz).

Af ovenstående figurer ses – måske ikke overraskende – at bølgelasten har betydning for fundamentet, men responset øges også højere oppe i tårnet. Dette viser, at det ved dimensionering af selve tårnet kan være relevant at inkludere bølgelasten.

8.2 Gust modellering

vindgust beskrives enten ved data indlæst fra fil eller ved et funktionsudtryk i henhold til IEC-normen

I HawC er vindfeltet – det atmosfæriske grænselag – modelleret som et middel shearfelt (typisk et logaritmisk profil) overlejret turbulens (Mann model [8-5]). Desuden eksisterer forskellige muligheder for at simulere hændelser i vindfeltet, der afviger fra det, som de grundlæggende modeller beskriver. F.eks. kan vindstød i turbulensfeltet skaleres med en foreskrevet faktor. Desuden kan shearfeltet overlejres simple kohærente ændringer af middelvindvektorens størrelse og retning.

I nærværende projekt er mulighederne for simulering af forskellige tidsafhængige ændringer af middelvindvektoren udvidet. De tilføjede vindmodeller baseres grundlæggende på to metoder, dels indlæsning af ændringerne fra en datafil og dels ændringer foreskrevet i programmerede funktionsudtryk. I begge tilfælde er der mulighed for at simulere 6 forskellige gusttyper, der er udvalgt på basis af krav, der er specificeret i det normgrundlag, som møllekonstruktøren benytter, med størst vægt på beskrivelserne i IEC-normen [8-6].

Gust-typer

De definerede gusttyper er følgende:

1. Ekstrem gust-størrelse, hvor alene størrelsen af middelvindvektoren ændres. *IEC betegnelse: EOG, extreme operating gust.*
2. Ekstrem gust-retning, hvor alene retningen af middelvindvektoren ændres. Både horisontal og vertikal retning kan ændres. *IEC betegnelse: EDC, extreme gust direction change.*
3. Ekstrem gust-størrelse, hvor alene størrelsen af middelvindvektoren ændres. *IEC betegnelse: ECG, extreme coherent gust.*
4. Ekstrem gust med ændring af både størrelse og retning af middelvindvektoren. *IEC betegnelse: ECD, extreme coherent gust with direction change.*
5. Gust med vertikalt vind-shear. *IEC betegnelse: EWS 1, extreme vertical wind shear.*
6. Gust med horisontalt vind shear. *IEC betegnelse: EWS 2, extreme horizontal wind shear.*

Programmeringen i HawC og muligheden for at indlæse gustdata fra en fil gør modelleringen meget fleksibel, og det er forholdsvis enkelt at udvide det her anførte med andre gusttyper.

de 6 implementerede gusttyper kombinerer tidslige ændringer af vindens størrelse og retning

8.3 Bremsesystem

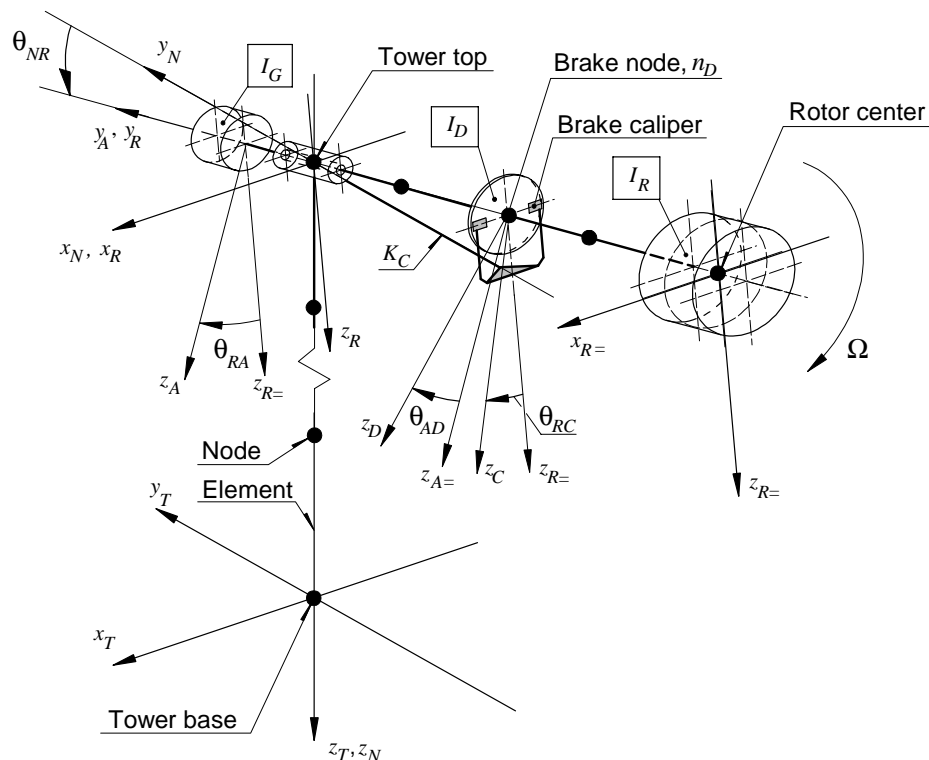
Modeller for mekanisk og aerodynamisk bremse er udviklet og programmeret i HawC dels med henblik på bestemmelse af størrelsen af lasterne under bremsning og dels for at kunne anvende programmet til vurdering og udvikling af bremsestrategien. Bremsesystemet for en mølle består aktuelt af en kombination af den mekaniske og den aerodynamiske bremse, som begge styres af signaler, der påtrykkes udefra eller er resultatet af en måling af møllens tilstand, f.eks. omdrejningstal. Valget af implementerede styringsparametre afspejler det, som kan være aktuelt for en typisk dansk mølle.

bremsesystemet simuleres ved at kombinere mekanisk og aerodynamisk bremse samt ved valg af styringsfunktioner med tilhørende parametre

Mekanisk bremse

Som skitseret i Figur 8-6 består den mekaniske bremse dels af en skive på rotoraksel dels af en bremsekaliber med bremsebakker, der overfører friktionsmomentet til maskinkabinen gennem en elastisk understøtning. Rotorakselen er fleksibel i torsion, så modellen omfatter det elastiske torsionssystem, hvor rotorinerti, I_R , bremseeskiveinerti, I_D , og generatorinerti, I_G , indgår. Torsionssystemet påvirkes af aerodynamiske momenter fra rotoren, bremsemomenter fra kalibren og elektriske momenter fra generatoren. Til og fra kobling af bremsen under en simulering styres f.eks. af omdrejningstal og forudbestemte tidspunkter. Det øjeblikkelige bremsemoment afhænger blandt andet af den relative hastighed mellem skive og bremsebakker.

bremseskive, bremsekaliber og fleksibel understøtning af kaliber



Figur 8-6. Komponenter af hovedaksel og mekanisk bremse.

Aerodynamisk bremse

finite element knude defineres som leje for den drejelige del af bladet

Den aerodynamiske bremse er modelleret meget tæt på den virkelige bremse. Bladet opbygges i HawC af bjælkeelementer forbundet i knuder med 6 frihedsgrader, 3 flytninger og 3 rotationer. Den drejelige del af bladet modelleres ved, at en knude defineres som lejeknude, så bladdelen uden for denne knude kan drejes med fuld opdatering af struktur- og aerodynamik. Drejningen kontrolleres af styrefunktioner, der typisk giver grænsevinkler og drejhastighed. Antallet af blade, der aktiveres, samt offset af de individuelle pitch-vinkler kan specificeres.

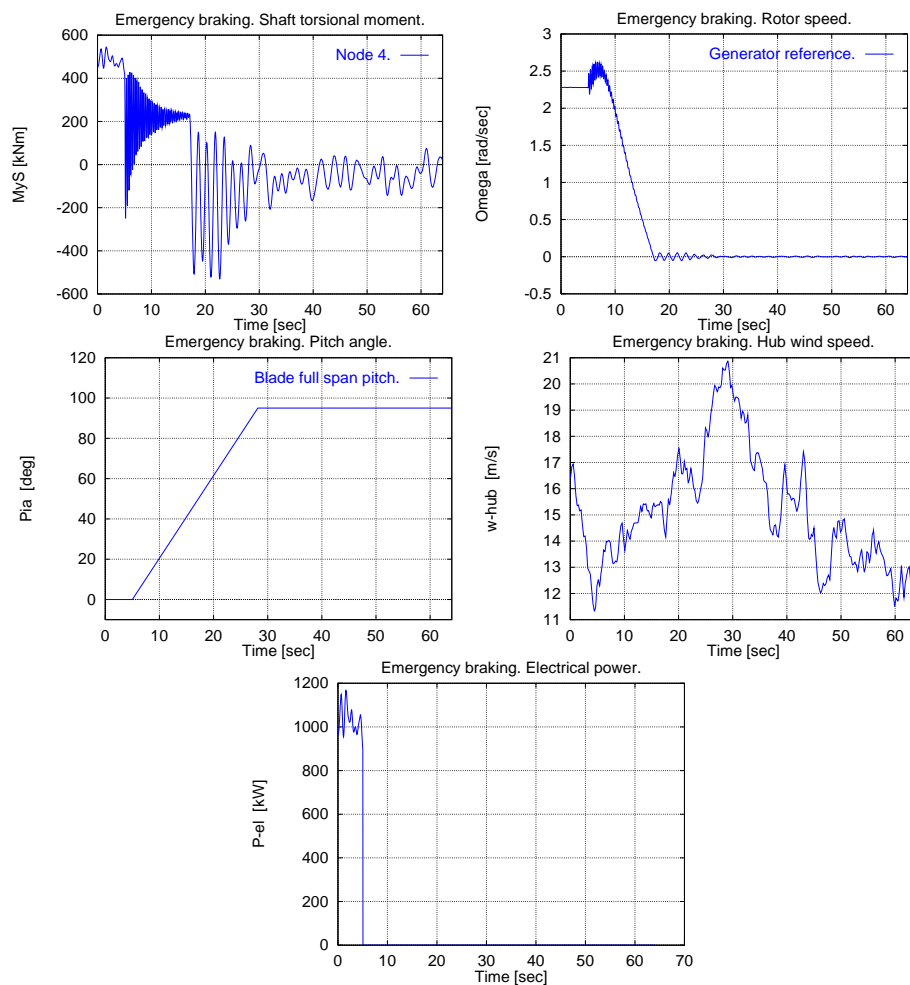
Bremsefunktioner

et givet bremseforløb simuleres ved at kombinere få grundlæggende styrefunktioner

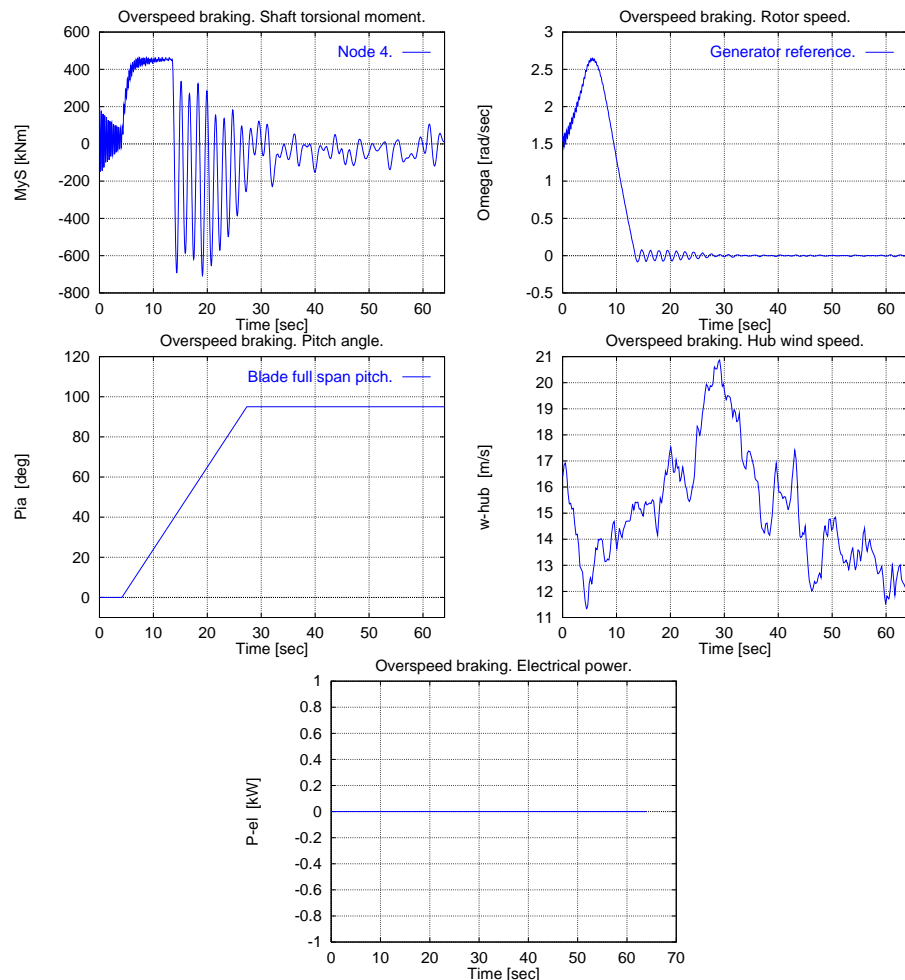
Aktuelle bremseforløb simuleres ved at kombinere den mekaniske og den aerodynamiske bremse ved foreskrevne styrefunktioner, der kan opbygges, så den aktuelle mølles styring efterlignes. F.eks. kan følgende forløb simuleres:

1. Service bremsning, hvor først den aerodynamiske bremse aktiveres, mens den mekaniske aktiveres, når omdrejningstallet er tæt på 0.
2. Bremsning i nødsituation, hvor både mekanisk og aerodynamisk bremse aktiveres samtidig.
3. Bremsning ved overhastighed, hvor bremsesystemerne aktiveres primært ved detekteret overhastighed, eventuelt med foreskrevne tidsforsinkelser.

I figurene nedenfor er vist 2 eksempler på typiske bremseforløb. Figur 8-7 viser en nødbremsning og Figur 8-7 viser en bremsning, som initieres af overhastighed.



Figur 8-7. Simulering af nødbremsning. Den mekaniske og den aerodynamiske bremse aktiveres samtidig ved tidspunktet 5 sekunder. Samtidig udkobles generatoren.



Figur 8-8. Simulering af overhastighedsbremsning. Møllen startes i friløb og rotoren accelererer. Ved overhastighed, ca. ved tidspunktet 4 sekunder, aktiveres den mekaniske og den aerodynamiske bremse samtidig. Generatoren er aldrig tilkoblet.

8.4 Massedæmpere i tårn og maskinkabine

flere af møllens fundamentale egenfrekvenser kan være lavt eller enddog negativt dæmpede

Erfaringsmæssigt har det vist sig, at en mølle, der designes til optimal energi-produktion, kan have problemer med svingninger på relativt dårligt dæmpede egenfrekvenser. Især tårnets fundamentale bøjningsegenfrekvenser, både i vindens retning og i transversal retning, samt bladets fundamentale bøjningsfrekvenser, både i flapvis og kantvis retning, kan give problemer i denne henseende. Problemet kan oftest tilskrives lav positiv eller endda negativ aerodynamisk dæmpning. Det har derfor været af interesse at undersøge muligheden for at øge dæmpningen ved at indbygge massedæmpere.

Med det formål er der tilføjet modeller for massedæmpere i tårn og maskinkabine.

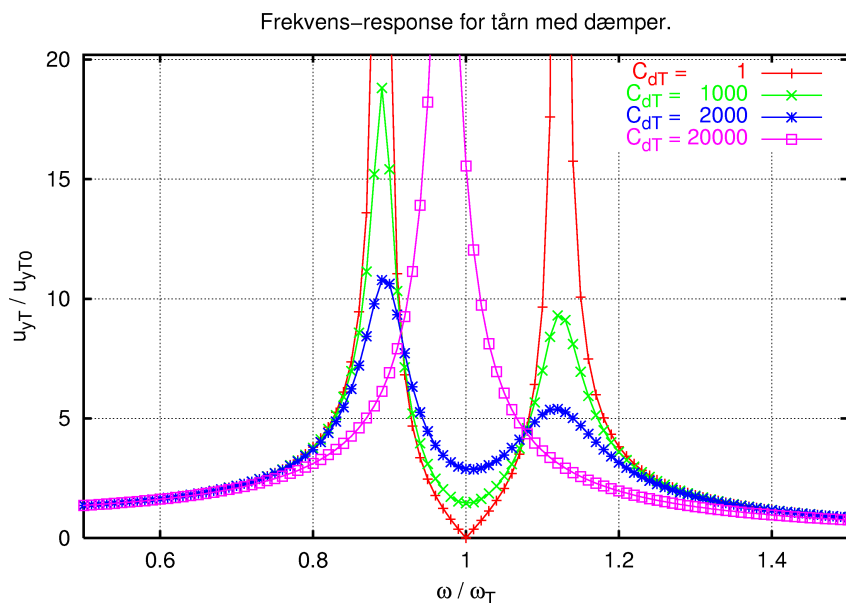
Dæmper i tårn

tunet massedæmper i tårn til dæmpning af tårnets fundamentale egenfrekvenser

Tårndæmperen modelleres som en masse understøttet af fjedre og viskose dæmpere. Dæmperenheden kan placeres frit i tårnstrukturen, og den forbindes til en valgt knude med en stiv forbindelse. Dæmpermassen har 3 frihedsgrader, som er 3 flytninger i retninger svarende til et retvinklet koordinatsystems akser.

Dæmperens kvalitative virkning er illustreret i Figur 8-9. Dæmpermassens understøtningsfjeder er tilpasset, så egenfrekvensen af det isolerede masse-fjeder-dæmper system er den samme som tårnets egenfrekvens uden dæmper, ω_T . I figuren angiver C_{dT} understøtningsdæmpningens relative størrelse. Figuren viser, at meget lav dæmpning i understøtningen resulterer i opsplitning af tårnets egenfrekvens i 2, der ligger omtrent symmetrisk omkring grundfrekvensen. Øget dæmpning reducerer først de to spidser, medens uendelig stor dæmpning giver én spids, der ligger under tårnets grundfrekvens, idet dæmperen nu blot virker som øget tårnmasse.

For en aktuel mølle kan der formentlig defineres et optimalt dæmpersystem under hensyntagen til de fysiske muligheder for den givne konstruktion.



Figur 8-9. Tårnets frekvensrespons vist som tårnudbøjning relativt til statisk udbøjning.

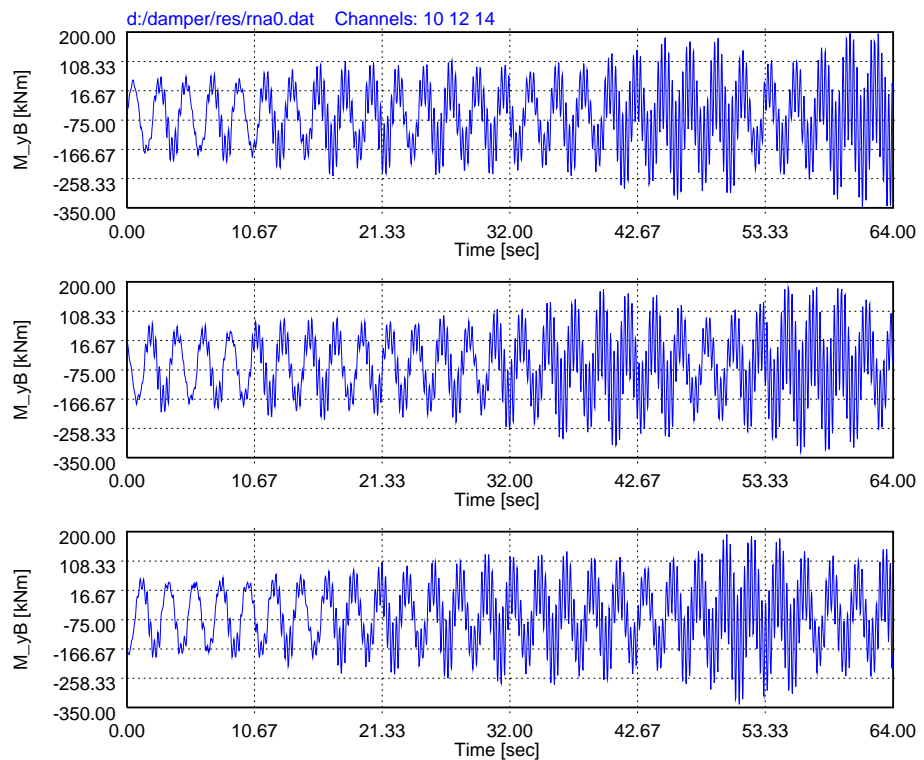
Dæmper i maskinkabine

Dæmperen i maskinkabinen modelleres stort set på samme måde som tårndæmperen. Ideen til denne dæmper er opstået i forbindelse med undersøgelse af kantsvingninger af bladene. Inertikræfterne fra kantsvingninger af en trebladet rotor påvirker maskinkabinen med en resulterende kraft, der roterer i rotorens plan. Hvis en dæmper monteres i maskinkabinen på et sted som sættes i bevægelse af den roterende inertikraft, vil energien kunne transformeres fra bladenes svingning til dæmperen.

Et simuleret eksempel på en kantsvingning uden dæmper i maskinkabinen er vist i Figur 8-10. Det ses, at rotorsvingningen bygger op mod enden af tidsperioden, og at energien i svingningen vander rundt mellem bladene.

Resultater fra en tilsvarende simulering, blot nu også med en dæmper i maskinkabinen, er vist i Figur 8-11. Det ses, at dæmperen begrænser kantsvingningen.

tunet massedæmper i maskinkabine til dæmpning af bladenes fundamentale kantvise egenfrekvenser



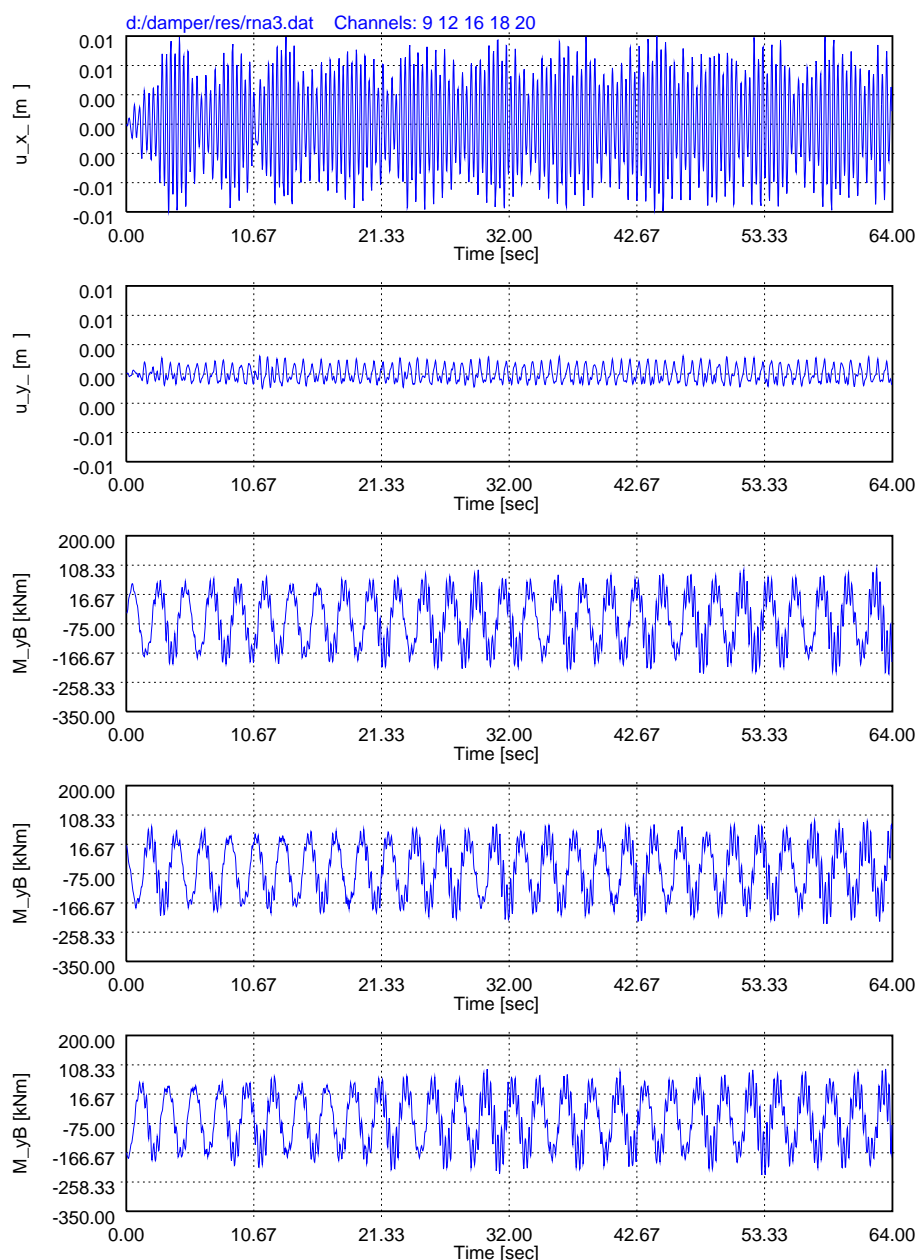
Figur 8-10. Momenter i bladrod svarende til kantvis bladudbøjning. Den langsomme periodiske variation skyldes tyngdekraften, mens de hurtige svingninger, der vokser mod enden af tidsperioden, skyldes kantsvingninger, dvs. en koblet rotorsvingning, der har omtrent samme frekvens som kantfrekvensen af det enkelte blad.

8.5 Bladvinkelregulering og variabelt omdrejningstal

styringsmodeller for pitch-regulering, aktiv stallregulering og variabelt omdrejningstal

Den strukturelle model i HawC giver – som også beskrevet under afsnittet om den aerodynamiske bremse ovenfor – mulighed for meget virkelighedstro efterligning af et blad eller en del af et blad, der kan drejes om sin længdeakse, idet et leje defineres i en finite element knude, og struktur- og aerodynamikmodellering opdateres fuldt ud.

Dette udnyttes i forbindelse med modeller for bladvinkelregulering. I nærværende projektperiode er modellerne til bladvinkelregulering i HawC udvidet med en model til pitchregulering og variabelt omdrejningstal samt en model til aktiv stallregulering. Begge udvidelser er foretaget i forbindelse med industrirelaterede projekter, og de aktuelle implementeringer tilgodeser i høj grad de specifikke anvendelser, men mange elementer af modelleringen er generelle, og de vil danne basis for fremtidige modeller.



Figur 8-11. Dæmperudsving og momenter i bladrod svarende til kantvis bladdudbøjning. Simuleringen svarer til den, der er vist i Figur 8-10, bortset fra, at der nu er monteret en dæmper i maskinkabinen.

Grundlæggende er implementeringen af disse reguleringer et spørgsmål om programmering af meget selvstændige subrutiner, der mest vedrører reguleringslogikken. Disse rutiner har kun perifer forbindelse til de grundlæggende modelementer i HawC, og arbejdet med implementering af en styring begrænser sig derfor stort set til at efterligne den programmering, der ofte ligger til grund for den virkelige styring.

8.6 Konklusion

I dette kapitel er der givet en oversigtsmæssig beskrivelse af nogle af de væsentligste udvidelser af HawC, som er foretaget gennem det seneste år. En mere uddybende beskrivelse af de implementerede modeller er givet i afsnit i brugermanualen til HawC [8-8], således at brugermanualen sammen med rapporteringen af den grundlæggende teori i [8-7] udgør en fuldstændig dokumentation af programmet.

8.7 Referencer

- [8-1] Petersen, J.T., "*The Aeroelastic Code HawC – Model and Comparisons, in State of the Art of Aeroelastic Codes for Wind Turbine Calculations*", B.M. Pedersen, ed., vol. Annex XI, Lyngby, April 1996, International Energy Agency, Technical University of Denmark, pp. 129—135.
- [8-2] Larsen, T.J., "*Bølgekraft - Tidssimulering, Risø-R-1199(DA)*", Forskningscenter Risø, August, 2000.
- [8-3] Nigam, N.C. and Narayanan, S., "*Applications of Random Vibrations*". Springer Verlag, 1994.
- [8-4] Gudmestad, O.T. and Karunakaran, D., "*Wave Kinematics Models for Calculation of Wave Loads on Truss Structures*". 1994 Offshore Technology Conference. Paper presented at the 26th annual OTC, Houston, USA, 2-5 May, 1994.
- [8-5] Mann, J., "*Models in Micrometeorologi*", Risø R-727(EN), Risø National Laboratory, March 1994.
- [8-6] International Standard IEC 61400-1, "*Wind Turbine Generator Systems, Part 1: Safety requirements*". Second edition 1999-02.
- [8-7] Petersen, J.T., "*Kinematically Nonlinear Finite Element Model of a Horizontal Axis Wind Turbine*", Ph.D. Thesis, Risø National Laboratory, July, 1990.
- [8-8] Petersen, J.T., "*HawC Wind Turbine Simulation Code User's Guide*", Risø-I-1408(EN), Risø National Laboratory, August, 2000.

9 Styringsstrategier og udmattelseslaster – Kenneth Thomsen

Den nyere generation af møller adskiller sig fra tidligere møller ved, at der benyttes andre reguleringsstrategier, blandt andet kombinationer af aktiv stall, pitchregulering og variabelt omdrejningstal. Det har betydning for møllernes lastgrundlag, idet forskellige reguleringsstrategier giver mulighed for forskellige fejlsituationer på møllerne – situationer som skal medtages ved beregning af møllekomponenternes levetider. I et tidligere arbejde, [9-1], er betydningen af forskellige lastsituationer for en stallreguleret mølle illustreret.

I denne undersøgelse undersøges udmattelseslaster for en tre-bladet mølle med tre forskellige reguleringsformer: stallregulering, aktiv stallregulering og pitchregulering med variabelt omdrejningstal.

Ved etablering af lastgrundlaget for en konkret vindmølle foretages en vurdering af svigtsandsynligheden for møllens komponenter og på den baggrund opstilles relevante fejlsituationer, som skal medtages i lastgrundlaget samt varigheden af disse. Denne undersøgelse er mere afgrænset, og der fokuseres på normaldrift, fejl i krøjesystem og fejl i pitchsystem.

Formålet er at klarlægge betydningen af disse lastsituationer for møller med de tre nævnte reguleringsstrategier, og det skal pointeres, at reguleringsrutinerne ikke er specifikt optimerede til det bestemte mølledesign. Der foretages ikke nogen sammenhørende analyse af møllernes produktion eller pris, ligesom lastforskellene ikke prissættes.

forskellige reguleringsstrategier giver forskellige fejlmuligheder

ændres lasterne når reguleringsstrategien ændres ?

9.1 Forudsætninger

Undersøgelsen er baseret på aeroelastiske beregninger på en mølle med forskellige reguleringsstrategier. Beregningerne er foretaget med den aeroelastiske model HAWC [9-2], og det er samme mølle, der er benyttet i beregningerne. Det vil sige, at det kun er styringen, der er forskellig i de tre tilfælde. Dermed er aero- og strukturdynamikken ikke optimeret til den enkelte styringsstrategi, hvilket vil være tilfældet i virkeligheden. Det vurderes dog, at de principielle resultater er uafhængige af dette forhold. Hovedparametre for møllen er givet i Tabel 9-1.

Tabel 9-1. Hoveddata for vindmøllen.

<i>Parameter</i>	<i>Værdi</i>
Nominel effekt	2500 kW
Rotordiameter	80 m
Navhøjde	80 m
Rodkorde	2.75 m
Profiltyper	Risø-A1 VG

Som nævnt undersøges tre styringsstrategier:

1. Stallregulering
2. Aktiv stallregulering
3. Pitchregulering med variabelt omdrejningstal

For møllen med aktiv stallregulering justeres tipvinklen mod højere indfaldsvinkel med stigende vindhastighed. For vindhastigheder over 10-12 m/s er vinklen næsten konstant.

For møllen med pitchregulering og variabelt omdrejningstal er tipvinklen fast ved helt lave vindhastigheder og kun omdrejningstallet ændres for effektoptimering. Ved lidt højere vindhastigheder (ca. 8 m/s) effektoptimeres ved justering af tipvinklen. Ved høje vindhastigheder varierer både omdrejningstal og tipvinkler.

For både møllen med aktiv stallregulering og møllen med pitchregulering samt variabelt omdrejningstal er det antaget, at tipvinklerne kan indstilles individuelt for de tre vinger ved fejlsituationer.

For overskueligheden skyld betragtes i undersøgelsen kun fire lastkomponenter: flapvis bladrodsmoment (medpitchende), tårnbundmoment i længderetningen, nikkemoment i tårntop og krøjemoment i tårntop.

9.2 Normaldrift

I kategorien *normaldrift* betragtes situationer, hvor møllen kører normalt under normale vindforhold ved vindhastigheder imellem 5 m/s og 25 m/s. Vindhastighedsområdet inddeles i 10 intervaller (på 2 m/s størrelse). Der er regnet uden krøje fejl, og turbulensintensiteten er antaget konstant 15 % for alle vindhastigheder.

I Figur 9-1 er vist 1 Hz ækvivalentlastvidder for de fire lastkomponenter. Det er karakteristisk, at der kun er ganske lille forskel på lasterne for den stallregulerede og den aktiv stallregulerede, mens disse to – især i højvindområdet – adskiller sig betydeligt fra den pitchregulerede. I dette område er lasterne generelt noget lavere på den pitchregulerede mølle med variabelt omdrejningstal.

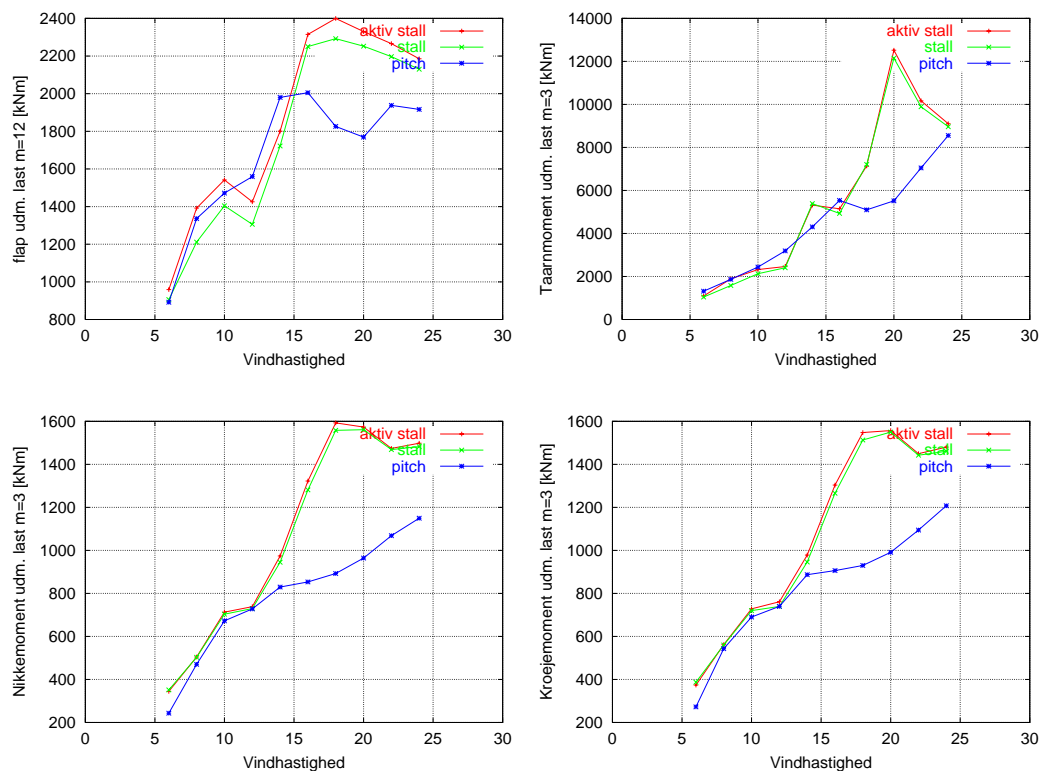
De samlede udmattelseslaster for normaldriftssituationer er vist i Tabel 9-2. Der er benyttet en Weibullfordeling med parametrene $A=9.6$ m/s og $k=2.0$. Også her er der en betydelig forskel imellem de to stallregulerede møller og den pitchregulerede mølle med variabelt omdrejningstal.

Tabel 9-2. Levetidslaster for **normaldrift**. $N=10^7$ lastcykler. Wöhlerkurveexponenten er for flapmomentet 12 og for øvrige laster 3.

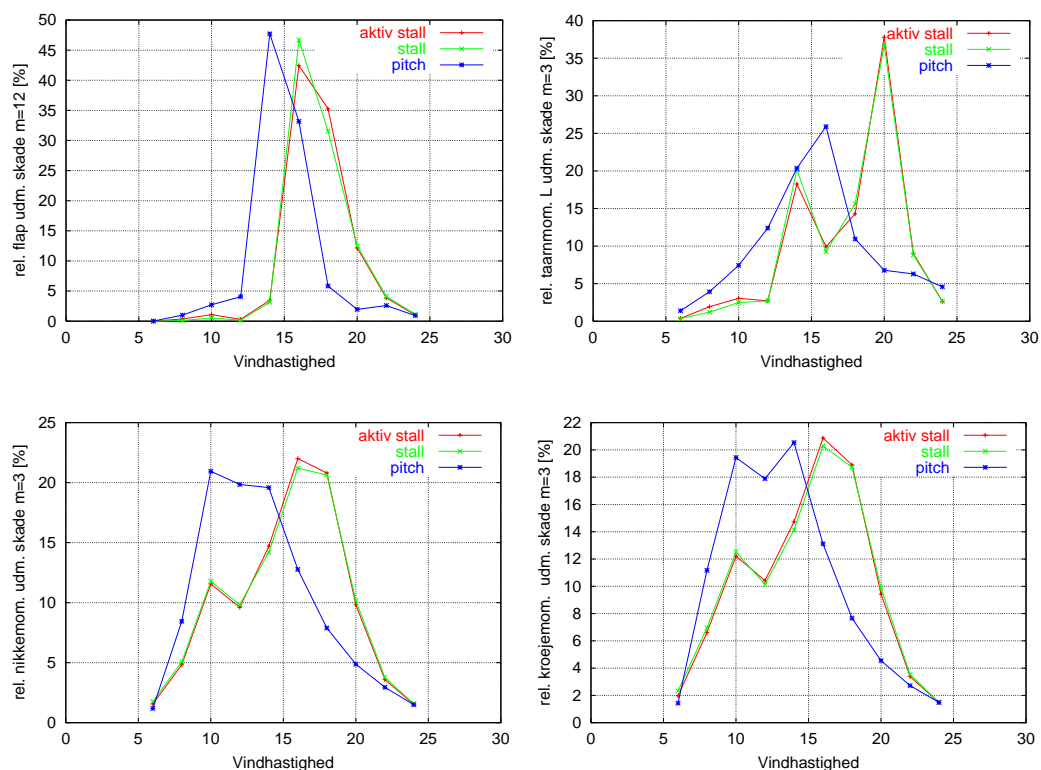
last [kNm]	stall	aktiv stall	pitch
flapmoment	2609	2705	2391
tårnmoment L	15268	15579	12170
nikkemoment	3009	3068	2374
krøjemoment	3017	3078	2498

De enkelte normallastsituationers bidrag til den samlede udmattelsesskade er illustreret i Figur 9-2 for de fire lastkomponenter. Det er for alle lastkomponenter karakteristisk, at det væsentligste bidrag til levetidsforbruget for den pitchregulerede mølle ligger ved lavere vindhastigheder end for de to stallregulerede møller. Dette skyldes de tidligere viste forøgede udmattelseslaster i høj vind for

lasterne er lavere på den pitchregulerede i normaldrift



Figur 9-1. Udmattelseslaster (1 Hz ækv. laster) for normaldriftssituationer.



Figur 9-2. Relativ udmattelsesskade for de enkelte normaldriftssituationer.

de to stallregulerede møller. Den høje udmattelseslast for tårnmomentet ved 20 m/s på de stallregulerede møller ses at bidrage markant til den samlede udmattelsesskade. Denne forøgede last skyldes reduceret aerodynamisk dæmpning i dette driftsområde.

9.3 Fejlsituationer

to typer fejl:

- krøjesystem
- vingedrejningssystem

Som nævnt i indledningen undersøges to hovedgrupper af fejlsituationer: fejl i krøjesystem og fejl i vingedrejningssystem. Fejl i krøjesystem modelleres som en konstant krøjefejl på henholdsvis $\pm 20^\circ$ og $\pm 40^\circ$ ved den højeste driftsvindhastighed (i dette tilfælde regnes der med 24 m/s). Fejl i vingebræmsesystem modelleres som en konstant fejl i den ene vinges indstilling ved 14 m/s. For den aktiv stallregulerede mølle er der regnet med en fejl på -20° (bagkanten frem) for hele vingen, mens der for den pitchregulerede mølle er regnet med en fejl på $+20^\circ$ (forkanten frem) for hele vingen. For den stallregulerede er der regnet med en fejl på 90° for tipbremsen på en vinge. I Tabel 9-3 er en oversigt over fejlsituationerne givet. Udover de nævnte fejlsituationer er også medtaget en normal nedbremsning ved 24 m/s.

Tabel 9-3. Oversigt over fejlsituationer.

Lasttilfælde	Beskrivelse	Betegnelse
Bremsning	Normal stop 24 m/s	br.
Fejl i krøjesystem	24 m/s $+20^\circ$ krøjefejl	Y20
	24 m/s -20° krøjefejl	Y-20
	24 m/s $+40^\circ$ krøjefejl	Y40
	24 m/s -40° krøjefejl	Y-40
Fejl i pitchsystem	14 m/s -20° (aktiv stall)	p.e.
	14 m/s $+20^\circ$ (pitch)	p.e.
	14 m/s $+90^\circ$ tip (stall)	p.e.

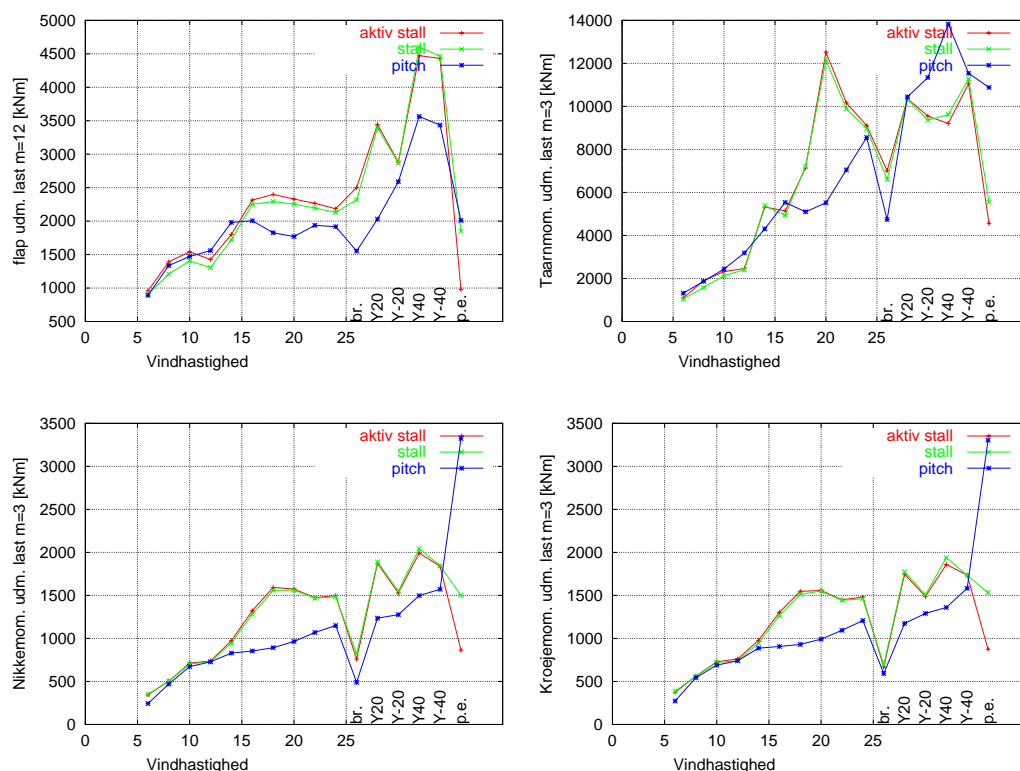
krøjefejl er vigtige for tårnbund- og vingelaster

De beregnede udmattelseslaster for fejlsituationerne er i Figur 9-3 sammenlignet med normaldriftslasterne. Generelt betyder nedbremsningstilfældet ikke noget for de betragtede lastkomponenter. Det ses derimod, at fejl i krøjesystem med store krøjefejl til følge giver meget store tårnbund- og vingelaster, mens nikke- og krøjemomenter ikke stiger så markant.

pitchfejl giver store laster på den pitchregulerede mølle

Den største forskel imellem de tre koncepter er, at situationen med fejl i pitchsystem giver betydelige nikke- og krøjemomenter på den pitchregulerede mølle, mens dette ikke ses på de to stallregulerede møller. Årsagen er, at vingen med pitchfejl aflastes for den pitchregulerede mølle, og der opstår dermed en voldsom ubalance i rotorlasterne. Denne aflastning optræder ikke for de stallregulerede møller.

For at undersøge betydningen af de enkelte fejlsituationer for den totale udmattelseskade for møllerne er det nødvendigt at specificere en varighed af lasttilfældet, som i praksis afhænger af mange parametre, bl.a. svigtsandsynlighed af komponenterne og overvågning. I denne undersøgelse vurderes disse forhold ikke, men istedet illustreres fejlsituationernes betydning ved at beregne bidraget til den totale udmattelseskade, når fejlsituationerne medtages én ad gangen med en varighed på 50 timer. Det vil sige, at udgangspunktet er normaldriftsituationerne, og hertil lægges 50 timers drift ved én af fejlsituationerne. Dermed kombineres fejlsituationer ikke i første omgang.



Figur 9-3. Udmattelseslaster (1 Hz ækv. laster) for normaldriftssituationer og fejlsituationer. Se teksten for beskrivelse af fejlsituationerne. Fejlsituationer er vist på x-aksen efter 25 m/s og notationen svarer til Tabel 9-3.

Resultaterne er udtrykt i procent af den samlede udmattelsesskade og er givet i Tabel 9-4 - Tabel 9-6. Som et eksempel kan nævnes at kombineres 50 timer af fejlsituationen Y20 med normaldriftstilfældene vil denne fejlsituation bidrage med 30% til den samlede udmattelsesskade for flapmomentet på den stallregulerede mølle. Det vil sige, at den samlede udmattelsesskade stiger med $(0.30/(1-0.3))=43\%$, og levetidsækvivalentlasten med $1.43^{(1/12)}=3\%$.

Resultaterne viser, at situationerne med fejl i krøjesystem – specielt 40° tilfældene – dominerer udmattelsesskaden for flapmomentet. Betydningen er mest markant for de stallregulerede, men for alle koncepterne er forøgelsen større end 60 %. Kombineres alle fejlsituationer – hver med en varighed på 50 timer – opnås levetidslasterne i Tabel 9-7. Hver enkelt lasttilfældes bidrag til disse samlede udmattelseslaster er illustreret i Figur 9-4.

Det mest markante resultat ses i fordelingen af udmattelsesskade for flapmomentet. For alle tre koncepter domineres skaden af krøjefejlstilfældene. Derudover ses et mindre bidrag til udmattelsesskaden for nikke- og krøjemomentet for den pitchregulerede mølle. Øvrige fejlsituationer bidrager ikke væsentligt.

pitchfejl kan give store asymmetriske rotorlaster på den pitchregulerede

fejl i krøjesystem dominerer
flaplasterne for alle tre møl-
ler

Tabel 9-4. Bidrag til samlet udmattelsesskade i % når de enkelte fejlsituationer medtages én ad gangen i 50 timer for flapmomentet. Se teksten for detaljeret beskrivelse af fejlsituationerne.

FLAP $m=12$	Stall	Aktiv stall	Pitch
Y20	30	25	0
Y-20	5	4	4
Y40	94	88	68
Y-40	92	87	58
p.e. (pitchfejl)	0	0	0

Tabel 9-5. Bidrag til samlet udmattelsesskade i % når de enkelte fejlsituationer medtages én ad gangen i 50 timer for tårnbundmomentet i vindretningen.

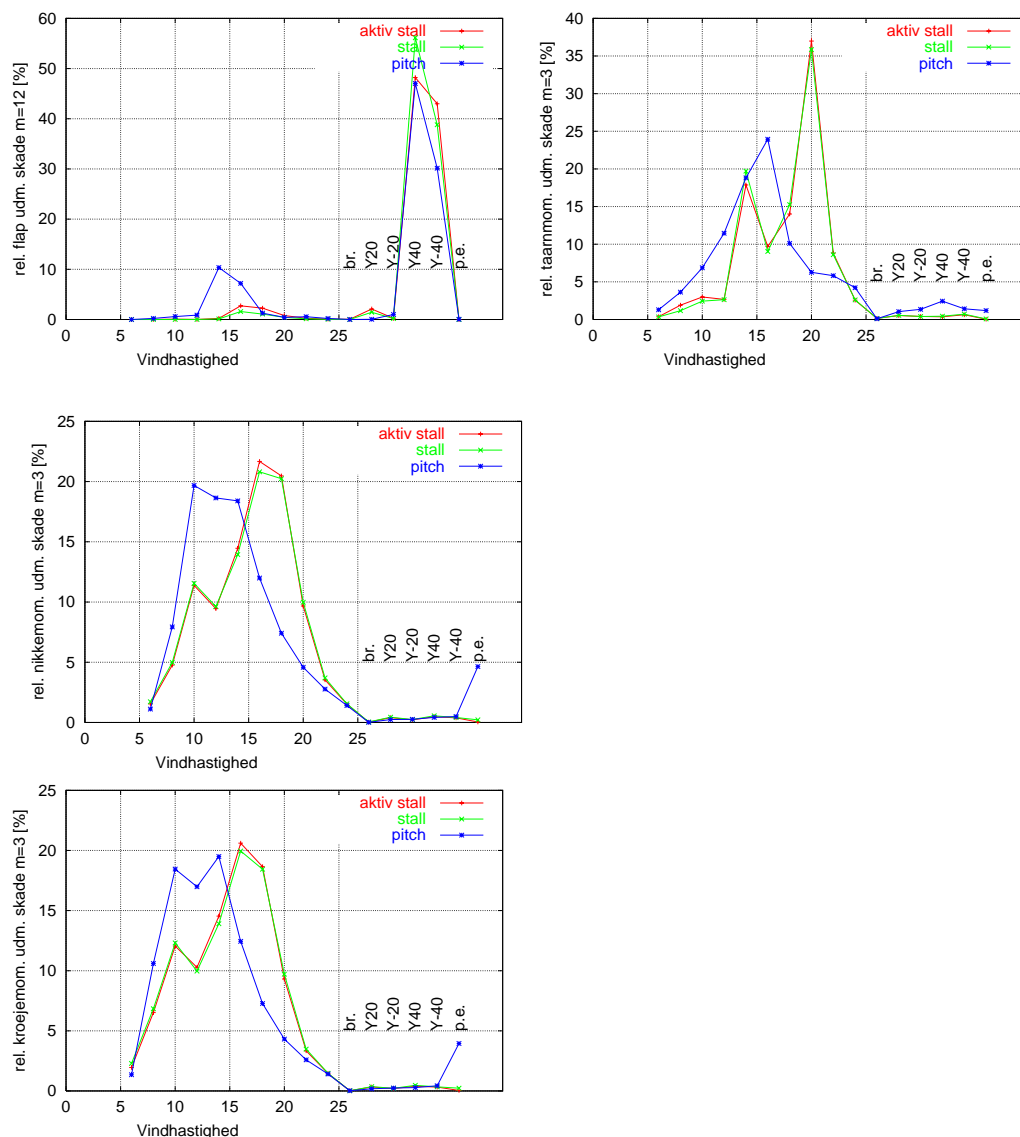
Tårnm. L $m=3$	Stall	Aktiv stall	Pitch
Y20	0	1	1
Y-20	0	0	1
Y40	0	0	3
Y-40	1	1	2
p.e. (pitchfejl)	0	0	1

Tabel 9-6. Bidrag til samlet udmattelsesskade i % når de enkelte fejlsituationer medtages én ad gangen i 50 timer for nikkemomentet. Krøjemomentet viser tilsvarende resultater.

Nikkemom. $m=3$	Stall	Aktiv stall	Pitch
Y20	0	0	0
Y-20	0	0	0
Y40	1	0	0
Y-40	0	0	1
p.e. (pitchfejl)	0	0	5

Tabel 9-7. Levetidslaster for kombineret **normaldrift og fejlsituationer (50 timer for hvert tilfælde og alle fejlsituationer medtages samtidig)**. $N=10^7$ lastcykler. Wöhlerkurve-exponenten er for flapmomentet 12 og for øvrige laster 3.

last [kNm]	stall	aktiv stall	pitch
flapmoment	3457	3401	2716
tårnmoment L	15389	15691	12493
nikkemoment	3029	3084	2425
krøjemoment	3034	3092	2543



Figur 9-4. Relativ udmattelsesskade for kombinationen af normaldrift og fejlsituationer. Alle fejlsituationer er medtaget samtidig og hver situation har en varighed på 50 timer i levetiden. Se teksten for beskrivelse af fejlsituationerne.

9.4 Opsummering

I normaldriftssituationer adskiller lasterne på de tre undersøgte koncepter – stallreguleret, aktiv stallreguleret og pitchreguleret med variabelt omdrejningstal – sig kun for vindhastigheder over ca. 12 m/s. For større vindhastigheder er udmattelseslasterne lavere på den pitchregulerede mølle med variabelt omdrejningstal end på de to stallregulerede møller. Denne forskel gør sig også gældende når normaldriftssituationerne integreres op til levetidslaster.

Der er undersøgt to fejltypen: fejl i krøjesystem og fejl i vingedrejningssystemet. Den førstnævnte fejltypen er ikke afhængig af konceptet, og det viser sig også at de tre møller reagerer ens på denne fejltypen. De flapvise bladlaste stiger markant – specielt for store krøjefejl – mens øvrige laste ikke påvirkes af betydning. Dette resultat svarer til tidligere undersøgelser for en mindre stallreguleret mølle, [9-1].

forskellige styringsstrategier medfører forskellige fejl, som igen medfører et ændret last-mønster

Den anden fejltype, fejl i vingedrejningssystem, afhænger af konceptet, idet det er forudsat at vingerne på den aktiv stallregulerede og den pitchregulerede mølle kan drejes individuelt og kun i den retning, der udnyttes i regulerings-sammenhæng. Det vil sige, at den pitchregulerede drejer forkanten frem i vinden, mens den aktiv stallregulerede drejer forkanten væk fra vinden. På den stallregulerede med tipbrems, er denne fejlsituation regnet som én tip helt ude. Resultaterne viser, at der på den pitchregulerede mølle kan optræde betydelige forøgelse af nikke- og krøjemomenterne i denne fejlsituation. Det skyldes, at lasterne på den drejede vinge reduceres og store asymmetriske rotorlaste opstår. For de to stallregulerede møller er effekten af dette lasttilfælde betydeligt mindre.

De benyttede møllemodeller er som nævnt i indledningen ikke optimerede til de forskellige styringsstrategier og det er vigtigt, at resultaterne vurderes ud fra dette.

Samtidig bør det nævnes, at de her undersøgte lastsituationer kun er enkelte eksempler fra det komplekse af lastsituationer, som optræder på en 'rigtig' mølle. En mere omfattende undersøgelse – begyndende med identifikation af svigtsandsynligheder for alle komponenter, over etablering af lasttilfælde til lastberegninger og afsluttende med beregning af komplette levetidslaster – vil give et mere realistisk billede af de forskellige koncepters lastmønstre og mulighederne for at ændre dette i en designoptimering.

9.5 Referencer

- [9-1] Thomsen, K., P. H. Madsen, E. Jørgensen, "*Status og perspektiv for forskning i aeroelasticitet – Lastgrundlag og sikkerhed*". Risø-R-964(DA), Forskningscenter Risø, Danmark, Februar 1997.
- [9-2] Petersen, J.T., "*The Aeroelastic Code HawC - Model and Comparisons*." In proc. of the 28th IEA Expert Meeting 'state of the art of aeroelastic codes'. Lyngby, Danmark, 1996.

10 Aeroakustisk modellering af støj-udbredelse fra vingeprofil

– Jens Nørkær Sørensen og Wen Zhong Shen

10.1 Introduktion

Det gængse designgrundlag til reduktion af vindmøllestøj er i dag baseret dels på en erfaringsmæssig udformning af den yderste del af vingerne og dels på at holde tip hastigheden under en vis værdi (typisk mindre end 60 m/s). For mere direkte at inkludere reduktionen af støj udbredelse fra vindmøller i fremtidige designkoncepter er det vigtigt præcist at fastlægge de aerodynamiske kilder til støjgenerering.

Der findes i dag en række metoder til beregning af aero-akustisk støj udbredelse, spændende fra empiriske relationer til løsning af de akustiske feltligninger [10-1]. Den empiriske tilgang til emnet er baseret på feltmålinger samt en række teoretisk funderede hypoteser om, hvorledes aerodynamisk støj kan opstå fx ved hvirvelafkast fra vingens bagkant og tip. Selve udbredelsen af støjen, når kilden er lokaliseret, er relativt uddybende beskrevet ved anvendelse af den såkaldte akustiske analogi, udviklet først af Lighthill [10-2] og senere generaliseret af Ffwoocs Willams og Hawkings [10-3]. Der findes således en række beregningsalgoritmer, som effektivt beskriver spredningen af aerodynamisk genereret støj. En del af disse har allerede fundet deres industrielle anvendelse indenfor fx helikopter-aerodynamik, mens deres udbredelse indenfor vindmølleaerodynamikken indtil videre har været begrænset til akademiske miljøer. Der er dog et stort spring fra anvendelsen af den akustiske analogi til en fuldstændig teori, som samlet beskriver både støjens udbredelse og dens aerodynamiske generering ved vingen.

vigtigt at fastlægge de aerodynamiske kilder til støjgenerering

10.2 Aero-akustisk Model

Indenfor EFP-programmet har vi arbejdet med at formulere en numerisk model, der samlet behandler udbredelse og generering. Denne model er bygget op omkring et dekompositionsprincip, ved hvilket strømmingen opdeles i en inkompressibel del og en kompressibel (akustisk) del. Den inkompressible del beskriver den instationære strømning, som ved en ”traditionel” CFD (Computational Fluid Dynamics) analyse, og herfra udledes de kildeled, som er ansvarlige for lydudbredelsen. Disse kildeled benyttes dernæst i den akustiske model, som beskriver udbredelsen af lyden. Teknikken, som oprindeligt er udviklet af Hardin og Pope ved NASA Langley, [10-4] og [10-5], stiller særdeles store krav til nøjagtige og effektive ligningslødere. En nærmere analyse af modellen viste, at den oprindelige formulering indeholdt forskellige iboende inkonsistenser. Ved at ændre den grundlæggende formulering af de betydende ligninger og det anvendte diskretiseringsskema, har vi påvist, at det nu er muligt at udføre tidstro simuleringer, [10-6] og [10-7].

Den udviklede model er implementeret som en udbygning af en eksisterende 2D/quasi-3D Navier-Stokes code udviklet på DTU af Shen og Sørensen [10-8]. I første omgang er modellen valideret ved at beregne udbredelsen af akustiske bølger genereret af grænselag og hvirvelafkast fra strømmingen omkring en cylinder ved et Reynoldstal, $Re=200$, og Mach-tal op til 0.3 [10-7]. Modellen er for nylig udvidet til også at behandle turbulente strømninger. Dette kræver, at dekompositionsprincippet udvides til også at medtage turbulente fluktuationer.

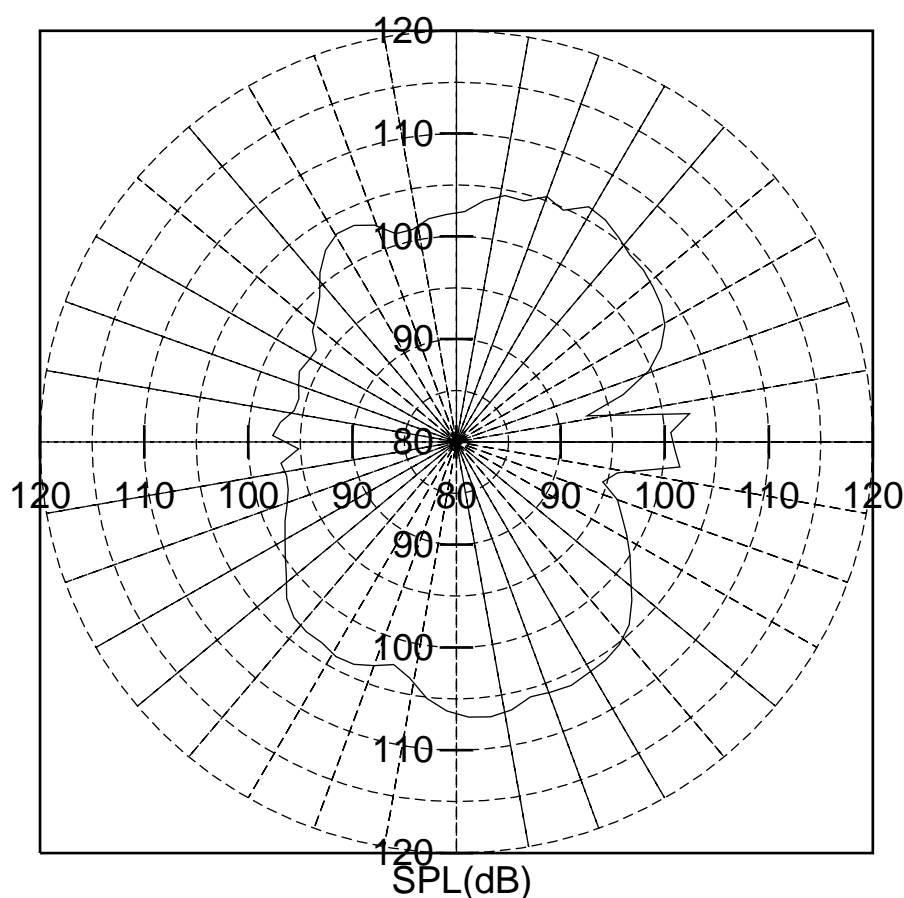
beregningsmodellen er opbygget omkring et dekompositionsprincip

modellen er nu udvidet til turbulent strømning

Dette er gjort ved at implementere en turbulensmodel i de Reynolds-midlede Navier-Stokes ligninger og løse disse instationært. Som et resultat af denne teknik optræder Reynoldsspændingerne som yderligere støjgenererende kildeled i de akustiske ligninger [10-9].

10.3 Beregningsresultater

For at undersøge turbulensens indflydelse på støjgenereringen er strømmingen omkring et NACA 0015 vingeprofil beregnet ved forskellige Reynolds- og Mach-tal.

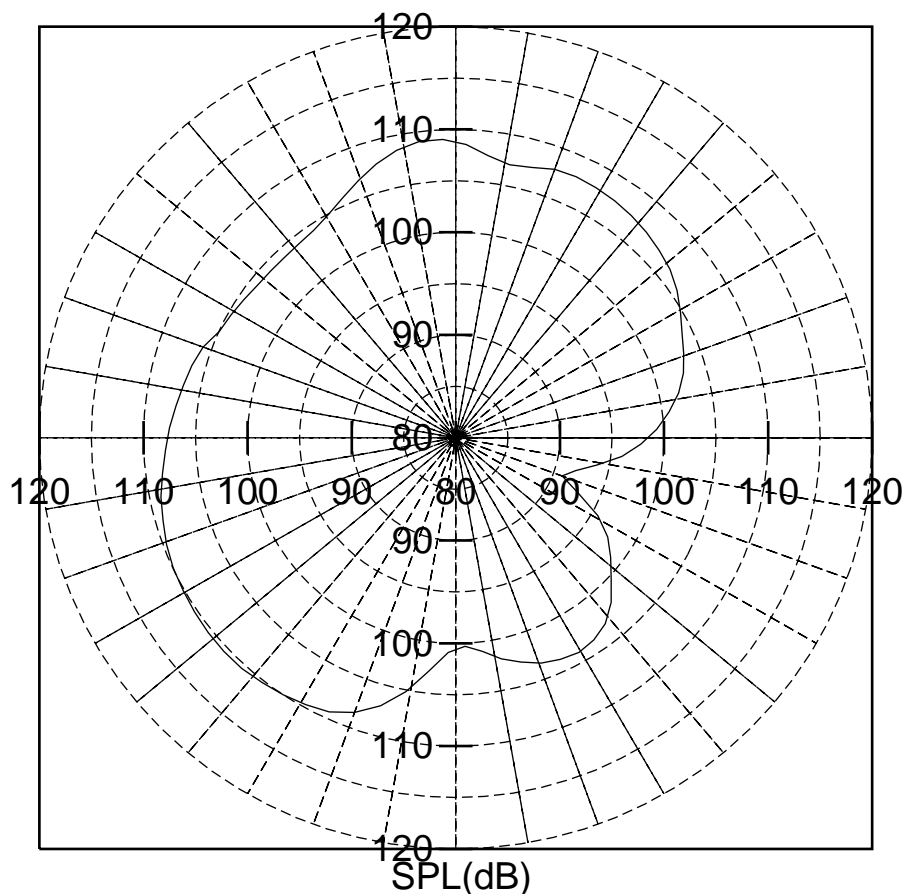


Figur 10-1. Direktivitet beregnet for laminar strømning omkring NACA 0015 vingeprofil ved $Re=300$, $M=0.2$ og $\alpha=20$ grader.

direktiviteten for lydudbredelsen kan beregnes

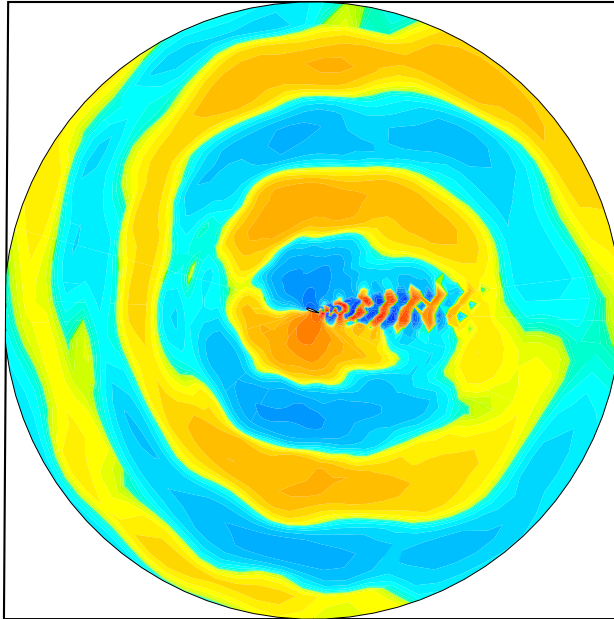
På Figur 10-1 er vist direktiviteten for lydudbredelsen fra en laminar strømning omkring vingeprofilet ved et Reynoldstal, $Re=200$, $M=0.2$ og en indfaldsvinkel på 20 grader. Direktiviteten, som angiver lydniveauet i en omkreds omkring lyd giveren, er her beregnet i en afstand svarende til 6 kordelængder fra vingeprofilets centrum. Lydniveauet ligger i området fra 95dB til 105 dB, med en reference på 0.02 mPa. Lydudbredelsen ses at være lettere asymmetrisk på grund af den store indfaldsvinkel. I kølvandet optræder der et lokalt maximum, svarende til lydbølgen genereret af de afkastede hvirvler. Til sammenligning er på Figur 10-2 vist lydgenereringen fra en turbulent strømning omkring samme vingeprofil. Mach-tallet er uforandret sat til 0.2 mens Reynoldstallet er øget til

1.5 million. Forskellen imellem lydudbredelsesmønstrene er klart synlig. Lyd-niveauet i det turbulente tilfælde ligger nu mellem 91dB og 110dB og er ikke i samme grad som for det laminare tilfælde koncentreret i kølvand og normalretning.

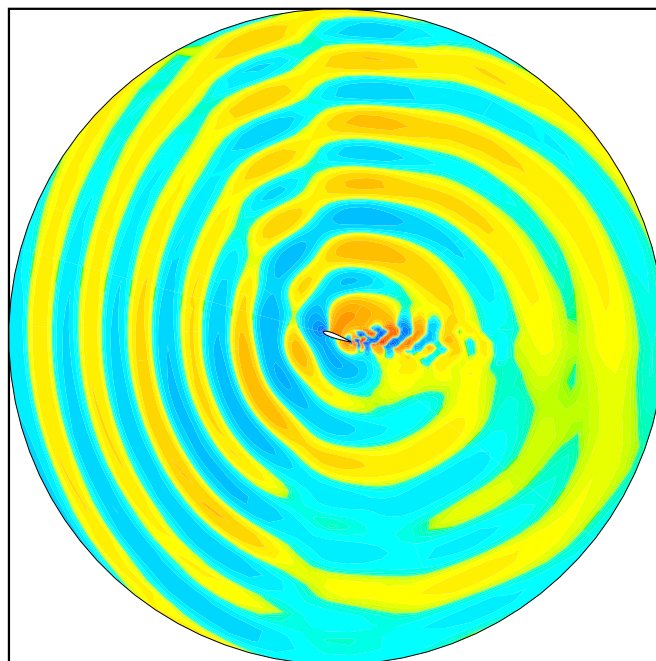


Figur 10-2. Direktivitet beregnet for turbulent strømning omkring NACA 0015 vingeprofil ved $Re=1.5$ million, $M=0.2$ og $\alpha=20$ grader.

På Figur 10-3 er vist et øjeblikbillede af de akustiske trykfluktuationer til et tidspunkt, hvor strømmingen periodisk kaster hvirvler ud i kølvandet. Strømningen er her laminar med parametre svarende til Figur 10-1, dvs $Re=300$, $M=0.2$ og indfaldsvinkel $\alpha=20$ grader. Som forventet ses den akustiske støj at propagere hovedsageligt i en retning vinkelret på strømningsretningen. De fluktuerende strukturer, som optræder i kølvandet, indikerer at en væsentlig del af kildeleddene hidrører fra hvirvelafkast i kølvandet. Til sammenligning er resultatet fra den turbulente beregning vist på Figur 10-4, hvor Reynoldstallet er øget til 1.5 million.



Figur 10-3. Øjeblikbillede af udbredelsen af akustiske trykfluktuationer genereret af en laminar strømning omkring et NACA 0015 vingeprofil ved $Re=200$, $M=0.2$ og $\alpha=20$ grader.



Figur 10-4. Øjeblikbillede af udbredelsen af akustiske trykfluktuationer genereret af turbulent strømning omkring et NACA 0015 vingeprofil ved $Re=1.5$ million, $M=0.2$ og $\alpha=20$ grader.

10.4 Konklusion

En numerisk algoritme til beregning af akustisk støjgenerering og udbredelse er videreudviklet til at behandle støj genereret fra turbulente strømninger. Til at validere modellen, er støjudbredelse fra strømmingen omkring et vingeprofil blevet beregnet for både laminar og turbulent strømning. Modellen er for tiden ved at blive udvidet til at behandle 3-dimensionale strømninger, og indenfor den nærmeste fremtid forventer vi at kunne behandle støjudbredelse fra en vindmøllevinge. I første omgang vil det kun være muligt at bestemme lydudbredelsen fra stor-skala støjkluder, som fx tippen og hvirvelafkast i kølvandet, men på sigt forventer vi også at kunne behandle grænselagsstøj.

indenfor den nærmeste fremtid forventer vi at kunne behandle støjudbredelse fra en vindmøllevinge

10.5 Referencer

- [10-1] Wagner, S., Bareiss, R., Guidati, G., *"Wind Turbine Noise"*. EUR. 16823, Springer-Verlag, Berlin, 1996.
- [10-2] Lighthill, M.J., *"On sound generated aerodynamically: 1. General theory"*, Proc. Roy. Soc. London, Ser. A, vol. 211, pp. 564-587, 1952.
- [10-3] Ffowcs Williams, J.E., Hawkins, J.E., *"Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion"*, Philos. Trans. R. Soc. London, Ser. A, vol. 264, pp. 321-342, 1968.
- [10-4] Hardin, J.C., Pope, D.S., *"An acoustic/viscous splitting technique for computational aeroacoustics"*, Theoret. Comput. Fluid Dynamics, vol. 6, pp. 323-340, 1994.
- [10-5] Hardin, J.C., Pope, D.S., *"Sound generation by flow over a two-dimensional cavity"*, AIAA J., vol. 33, pp. 407-412, 1995.
- [10-6] Shen, W.Z., Sørensen, J.N., *"Comment on the aeroacoustic formulation of Hardin and Pope"*, AIAA J., vol. 37, pp. 141-143, 1999.
- [10-7] Shen, W.Z., Sørensen, J.N., *"Aeroacoustic modelling of low-speed flows"*, Theoret. Comput. Fluid Dynamics, vol. 13, pp. 271-289, 1999.
- [10-8] Shen, W.Z., Sørensen, J.N., *"Quasi-3D model for rotating airfoil"*, J. Computat. Phys., vol. 150, pp. 518-548, 1999.
- [10-9] Shen, W.Z., Sørensen, J.N., *"Aeroacoustic modeling of turbulent airfoil flows"*, accepted for AIAA J., 2001.

11 Samlet oversigt over publiceret materiale fra projektet

11.1 Tidsskriftartikler

Bak, C., Madsen, H.A., Fuglsang, P., and Rasmussen, F., "*Observations and Hypothesis of Double Stall*". Wind Energy 2, 195-210 (1999)

Bertagnolio, F., "*Solution of the Incompressible Navier-Stokes Equations on Domains with one or several open Boundaries*". International Journal for Numerical Methods in Fluids 31: 1061-1085 (1999).

Johansen, J. and Sørensen, J.N. (1999), "*Prediction of Laminar/Turbulent Transition in Airfoil Flows*". J. Aircraft, vol. 36, no. 4, pp. 731--734.

Shen, W.Z. and Sørensen, J.N. (1999), "*Comment on the Aeroacoustic Formulation of Hardin and Pope*". AIAA Journal, vol. 1, pp. 141--143.

Shen, W.Z. and Sørensen, J.N. (1999), "*Aeroacoustic Modelling of Low-speed Flows*". Theoretical and Computational Fluid Dynamics, vol. 13, no. 4, pp. 271-289.

Shen, W.Z. and Sørensen, J.N. (1999), "*Quasi-3D Navier-Stokes Model for Rotating Airfoil*". J. Computational Physics, vol.~150, pp. 518--548.

Shen W.Z. and Sørensen, J.N. (2000), "*Aeroacoustic Modelling of Turbulent Airfoil Flows*." Submitted to AIAA Journal.

Sørensen, D.N. and Sørensen, J.N. (2000), "*Towards Improved Rotor-only Axial Fans. Part I: A Numerically Efficient Aerodynamic Model for Arbitrary Vortex Flow*". J. of Fluids Engineering, vol.~122, pp.~318--323.

Sørensen, J.N. and Nygreen, P.J. (2000), "*Unsteady Vorticity-Streamfunction Algorithm for External Flows*." Accepted for publication in Computers and Fluids.

Sørensen, J.N. and W.Z. Shen (2000), "*Numerical Modelling of Wind Turbine Wakes*". Submitted to J. of Fluids Engineering.

11.2 Konferenceindlæg

Fuglsang, P. and Bak, C., "*Modification of the NACA 63-415 Leading Edge to avoid Double Stall*". In Proceedings of IEA Joint Action, Aerodynamics of Wind Turbines 13th Symposium, Stockholm, November 29-30. 1999 edited by B. Maribo Pedersen.

Madsen, H.A., "*Yaw Simulation using a 3D Actuator Disc Model Coupled to the Aeroelastic Code HawC*". In Proceedings of IEA Joint Action, Aerodynamics of Wind Turbines 13th Symposium, Stockholm, November 29-30. 1999 edited by B. Maribo Pedersen.

Mikkelsen, R., Sørensen, J.N. and W.~Z.~Shen (1999), "*Analysis of a Coned Rotor using an Actuator Disc Model*". 13th IEA Symposium on the Aerodynamics of Wind Turbines, Stockholm, 29-30 November, 1999, pp. 119--132.

Sørensen, J.N. and Sørensen, D.N. (1999), "*The General Momentum Theory Revisited*". 13th IEA Symposium on the Aerodynamics of Wind Turbines, Stockholm, 29-30 November, 1999, pp. 105--118.

11.3 Rapporter

Thomsen, K., "*Referat af følgegruppemøde for "Program for Forskning i Aeroelasticitet EFP-99"*" 28. Januar 2000". Risø-I-1537(DA), Forskningscenter Risø, Roskilde, Februar 2000.

11.4 Resultatblade

Hansen, M.H. og Madsen, H.A., "*Kan dynamisk instabilitet ved lave indfaldsvinkler blive et problem*". AED-RB-11. Aeroelastisk Design, Forskningscenter Risø, Maj 2000.

Hansen, M.H. "Modalanalyse er et effektivt værktøj til vingeafprøvning". Resultatblad AED-RB-12, Aeroelastisk Design Forskningscenter Risø, Juni 2000.

11.5 Foredrag

Hansen, M.H. "*Modal Analysis of wind turbine blades*". Foredrag ved Institut for Faststofmekanik, DTU 21. januar 2000.

Madsen, H.A. "*Det Aeroelastiske Forskningsprogram*". Teknisk/faglig vind-energikonference 2000, 30-31. maj 2000, Hotel Legoland, Billund.

Thomsen, K. "*Risø's forskning i vindenergi*". Foredrag ved Foreningen for Materialer og Varmebehandling. Lem, 9. september, 1999.

11.6 Andet

Thomsen, K. J. T. Petersen (2000). "*HAWCDAMP v. 1.0 - beregning af aerodynamisk dæmpning*". Risø National Laboratory.

Title and authors

Aeroelastic Research Programme EFP-99

Edited by Helge Aagaard Madsen

ISBN		ISSN	
87-550-2722-9		0106-2840	
87-550-2723-7 (Internet)			
Department or group		Date	
VEA -AED		November 2000	
Groups own reg. number(s)		Project/contract No(s)	
		ENS-1363/99-0011	
Pages	Tables	Illustrations	References
83	9	66	67

Abstract (max. 2000 characters)

The report presents the main results achieved within "Program for forskning i aeroelasticitet EFP-99" which is a project under the Danish Government's Energy Research Program EFP-99. The project has been carried out in a collaborative work between the Technical University of Denmark (DTU), Risø National Laboratory and the Danish Wind Turbine Industry. Within the period from July 1999 to June 2000 the project has contained the following milestones:

- Wind tunnel measurements on a NACA 63-415 airfoil with a modified leading edge.
- Detailed verification of 3D Computational Fluids Dynamics (CFD) computations with the code EllipSys3D on National Research Energy Laboratory's (NREL's) 10 m rotor.
- Development of a model for simulation of airfoil roughness.
- Aeroelastic modelling of a rotor with flexible blades.
- Loads in relation to control – active stall – pitch regulation – variable speed.
- Aeroacoustic modelling of noise emission from an airfoil section

Studies of the causes for double stall was carried out within the EFP-97 programme and continued within EFP-98 with design investigations on how to reduce or avoid the double stall problem. A promising solution was a modification of the leading edge of the NACA 63-415 airfoil in order to stabilise the laminar separation bubble. Within the present project the modified NACA 63-415 design has been tested in a wind tunnel together with a standard NACA 63-415 airfoil. The tests did show more stable stall characteristics of the modified airfoil and double stall was not observed during the tests on this airfoil. Further the modified airfoil had other improved characteristics: higher lift/drag ratio, less sensitivity to roughness and better aerodynamic damping characteristics in the chordwise direction.

To start a detailed verification of 3D rotor simulations with the EllipSys3D code a number of 3D rotor simulations on NREL's 10 m rotor has been performed. Wind Tunnel tests on this rotor was carried out by NREL in the NASA Ames 24x36 m rotor in the spring 2000. When these detailed wind tunnel data become available a comparison with the simulations will be carried out.

Wind turbine blades will always operate with some roughness on the blade surface due to dust and bugs. To simulate the influence from roughness on the airfoil characteristics a sub model for roughness has been developed and build into the EllipSys2D CFD code. Also a simplified model for vortex generators was developed and coupled to EllipSys2D. Results from both models has been compared with experiments and in general a good correlation was found.

Aeroelastic instability on MW wind turbines with high flexibility has been a main research area as well as investigations of the capabilities of the present aeroelastic models to compute response of these structures. One example of instability is blade flutter which has been computed with a simplified 2D model as well as with full aeroelastic simulations. The main result is that flutter probably is not a problem with the present blade designs but it could be in the near future if e.g. the tip speed is increased for off shore applications.

The correlation between fatigue loads and different control strategies for normal operation as well as situations with failure in the pitch system has been investigated with aeroelastics simulations. At high wind speeds the pitch regulated turbine is generally lower loaded than the stall regulated turbine and the turbine with active stall. Operation with failure in the pitch system gives high fatigue loads on the blades whereas tower loads and tilt/yaw loads are only marginally increased except for the pitch regulated turbine where some increase in tilt and yaw loads are found.

Descriptors INIS/EDB

HORIZONTAL AXIS TURBINES; AERODYNAMICS; ELASTICITY; VIBRATIONS; WIND LOADS; YAW; STALL; AIRFOILS; TURBINE BLADES; CONTROL; ROTORS; NOISE

Available on request from Information Service Department, Risø National Laboratory,
(Afdelingen for Informationsservice, Forskningscenter Risø), P.O.Box 49, DK-4000 Roskilde, Denmark.
Telephone +45 46 77 40 04, Telefax +45 46 77 40 13